



Facultad de Ingeniería

Ingeniería Aeronáutica

Tesis:

“Diseño de una Plataforma de un Vehículo Aéreo no Tripulado para la Vigilancia
de una Zona Controlada en la Región Madre de Dios”

Giancarlo Tomas Llanos Vilca

Para Optar el Título Profesional de Ingeniero Aeronáutico

Asesor: PANTA FIESTAS, Julio Iván

Lima - Perú

2021

DEDICATORIA

A mis padres David y Rita por el apoyo incondicional para realizar este proyecto.

A Dios por brindarme el conocimiento y la inteligencia para seguir con mis objetivos.

AGRADECIMIENTO

El presente trabajo de investigación agradezco a Dios por darme sabiduría y conocimiento para cumplir mis metas.

A mis padres por el soporte y apoyo incondicional.

RESUMEN

En el presente proyecto de tesis, se realiza el diseño de una plataforma de un vehículo aéreo no tripulado (VANT), para la vigilancia de una zona controlada en la región Madre de Dios.

Se tiene como objetivo principal, diseñar una plataforma de un VANT que tenga la misión de vigilar una zona controlada, debido a la necesidad de control y vigilancia de una zona deforestada por la minería ilegal en la región Madre de Dios.

El desarrollo del proyecto de tesis se ha dividido en 4 capítulos que están descritos de la siguiente manera:

En el Capítulo 1, se presenta los antecedentes de investigación y se realiza una descripción del problema general y específico que afecta al diseño y cálculo de la plataforma de un VANT para la vigilancia de una zona controlada en la región Madre de Dios, así también, se presentan los objetivos por alcanzar.

En el Capítulo 2, se presenta la base teórica acerca de los VANT's y las ecuaciones que determinan su diseño.

En el Capítulo 3, se presenta la metodología de la solución, la base de la teoría aerodinámica que determinan los parámetros aerodinámicos; así también, se determinan las dimensiones. Con los cálculos obtenidos se realiza el dibujo y planos de la plataforma

del VANT, utilizando el software Autodesk Inventor y luego se utiliza el software Autodesk CFD para la simulación del mismo.

También se realiza la selección de los componentes electrónicos que deben ir montados en el VANT.

Por último, se realiza un análisis para selección del material de la plataforma evaluando las ventajas y desventajas de cada material usado en aeromodelismo y, luego se lleva a cabo el análisis estructural determinando su viabilidad.

En el Capítulo 4, se presenta los resultados obtenidos del capítulo 3, por el cual se obtiene un VANT hecho de material compuesto (EPS, fibra de carbono, resina epoxi y fibra de vidrio), de 6,885 kg de peso máximo, así también, presenta un ala rectangular de perfil aerodinámico NACA 4415; 2,6 m de envergadura y 0,2 m de CMA.

Se concluye que el VANT logra volar a una velocidad crucero de 18 m/s permaneciendo a una altura de 200 metros en la región Madre de Dios, el cual equivale a 643 m.s.n.m. Todo esto lo realiza durante 42 minutos de la misión sin presentar problemas estructurales. Así también, el VANT logra volar a una velocidad máxima de 28 m/s sin presentar problemas estructurales.

ÍNDICE

DEDICATORIA	I
AGRADECIMIENTO	II
RESUMEN.....	III
ÍNDICE	V
NOMENCLATURA.....	XI
ABREVIATURAS	XIII
LISTA DE FIGURAS	XIV
LISTA DE TABLAS	XIX
INTRODUCCIÓN	XXII
CAPÍTULO 1: REVISIÓN DE LA LITERATURA ACTUAL.....	1
1.1 Antecedentes de la Investigación.....	1
1.2 Planteamiento del Problema	11
1.3 Formulación del Problema	13
1.3.1 Problema General	13
1.3.2 Problemas Específicos.....	13
1.4 Objetivos	13
1.4.1 Objetivo General	13
1.4.2 Objetivos Específicos	13
1.5 Justificación e Importancia	14
1.6 Limitaciones	14
1.7 Delimitaciones	15
CAPÍTULO 2: MARCO TEÓRICO.....	17
2.1 Definición de Vehículo Aéreo no Tripulado (VANT).....	17
2.1.1 VANT de Ala Fija	17

V

2.1.2 VANT de Ala Rotatoria.....	18
2.2 Plataforma de un VANT	20
2.3 Principales Fuerzas que Actúan en una Aeronave de Ala Fija	23
2.4 Ángulos de Navegación de una Aeronave de Ala Fija.....	26
2.5 Conceptos Básicos	28
2.6 Aerodinámica.....	31
2.6.1 Fuerzas y Momentos Aerodinámicos	31
2.7 Perfil Alar	34
2.7.1 Partes de un Perfil Aerodinámico.....	34
2.7.2 Ángulo de Ataque	35
2.8 Aspect Ratio (Alargamiento Alar)	35
2.9 Taper Ratio (Estrechamiento Alar o Relación de Cuerdas)	36
2.10 Coeficientes Aerodinámicos.....	36
2.11 Ángulo Diedro	38
2.12 Dimensionamiento del Fuselaje	38
2.13 Dimensionamiento de los Estabilizadores	39
2.14 Carga Alar.....	41
2.15 Velocidad Máxima.....	42
2.16 Velocidad de Rotación	42
2.17 Velocidad de Entrada en Pérdida.....	43
2.18 Eficiencia Aerodinámica.....	44
2.19 Viraje	44
2.20 Materiales Compuestos	45
2.20.1 Regla de Mezclas	46
2.21 Cargas y Esfuerzos presentes en una Aeronave	47
2.22 Esfuerzo equivalente de Von Mises	50
2.23 Sistema de Videovigilancia	50

2.24 Métodos de Operación de un VANT.....	51
2.25 Tipos de Materiales para la Plataforma (Estructura) de un VANT de ala fija	52
2.26 Carga Útil.....	53
2.27 Definición de los Componentes (Aviónica) que se emplean en un VANT	53
2.28 Definición de Software especializado para Diseño y Modelamiento	59
2.29 Definición de Software especializado para Simulación.....	60
2.30 Software especializado para el Diseño Aerodinámico y Análisis de Perfiles	61
2.31 Software especializado para realizar cálculos de áreas de terreno y Programación de planes de vuelo para VANT's	61
CAPÍTULO 3: METODOLOGÍA DE LA SOLUCIÓN	62
3.1 Análisis del Problema	62
3.2 Solución al Problema	63
3.3 Cálculo del área de la zona de desempeño	64
3.4 Selección de la Configuración del VANT.....	71
3.5 Selección de los Componentes.....	74
3.5.1 Selección del Motor	75
3.5.2 Selección del Controlador de Velocidad (ESC)	81
3.5.3 Selección del Transmisor (receptor).....	85
3.5.4 Selección de la Batería para la alimentación del Motor y ESC	87
3.5.5 Selección del Piloto Automático	93
3.5.6 Selección del Servomotor	95
3.5.7 Selección de la Batería para la alimentación del Autopiloto, Transmisor y los 04 Servomotores	96
3.5.8 Selección de la Cámara	98
3.6 Selección del Software	100
3.7 Selección del Perfil Aerodinámico.....	101
3.8 Dimensionamiento del Ala	105

3.9 Análisis del Ala	110
3.10 Dimensionamiento del Fuselaje	114
3.10.1 Criterio de Distribución de Componentes	117
3.11 Dimensionamiento de los Estabilizadores	118
3.11.1 Dimensionamiento del Estabilizador Horizontal.....	119
3.11.2 Dimensionamiento del Estabilizador Vertical.....	120
3.11.3 Dimensionamiento del Timón de Profundidad (elevador), Timón de Dirección (Rudder) y Alerones.....	123
3.12 Análisis de los Alerones y Estabilizadores	128
3.12.1 Análisis de los Alerones	129
3.12.2 Análisis del Estabilizador Horizontal.....	134
3.12.3 Análisis del Estabilizador Vertical.....	140
3.13 Selección del Material principal para el VANT	146
3.14 Dibujo del VANT.	149
3.14.1 Dibujo del Ala y Alerones	149
3.14.2 Dibujo del Fuselaje y Brazo de Cola	151
3.14.3 Dibujo del Estabilizador Horizontal y Elevador	153
3.14.4 Dibujo del Estabilizador Vertical y Rudder.....	154
3.15 Estabilidad Estática del VANT.....	155
3.16 Cálculo del Peso Máximo del VANT.....	158
3.17 Simulación del VANT	163
3.17.1 Análisis del VANT por Principio de Bernoulli	164
3.17.2 Cálculo de la Fuerza de Sustentación y Arrastre mediante el Túnel de Viento Computarizado	165
3.18 Estabilidad Dinámica del VANT	171
3.19 Cálculo de la Velocidad Máxima	174
3.20 Cálculo de la Velocidad de Entrada en Pérdida (V_{Stall})	176

3.21 Cálculo de la Velocidad de Despegue y Ascenso	179
3.22 Cálculo de la Velocidad de Descenso	182
3.23 Análisis durante Viraje del VANT	185
3.24 Análisis Estructural del VANT	189
3.25 Cálculo del Factor de Carga.....	209
3.26 Información Adicional de Diseño	210
3.27 Método de Cálculo de Diseño para VANT's de ala fija de categoría Micro y Mini – VANT's	211
3.28 Normas y Regulaciones para el uso de un Vehículo Aéreo no Tripulado en el Perú	212
CAPÍTULO 4: RESULTADOS Y DISCUSIÓN	215
4.1 Características de la Zona de Desempeño	215
4.2 Características de la Configuración del VANT	216
4.3 Características Estructurales del VANT	216
4.4 Características Físicas del VANT.....	217
4.5 Características de Desempeño del VANT	218
4.6 Características de los Componentes Electrónicos	219
CONCLUSIONES	224
RECOMENDACIONES.....	226
ANEXOS.....	227
ANEXO 1.....	228
Planos del VANT	228
ANEXO 2.....	238
Esquema de la Aviónica del VANT	238
ANEXO 3.....	241

Relación del Método de Cálculo de Diseño realizado en este proyecto con el Método de Cálculo Aerodinámico utilizado de modelo y guía respectivamente	241
ANEXO 4.	243
Definición de Diseño	243
ANEXO 5.	245
Aspect Ratio y Taper Ratio por tipo de cola	245
ANEXO 6.	247
Diseño de los Estabilizadores	247
ANEXO 7.	249
Diseño del Fuselaje	249
ANEXO 8.	251
Coeficientes Aerodinámicos vs Ángulo de Ataque (NACA 4415)	251
ANEXO 9.	253
VANT's de vigilancia.....	253
ANEXO 10.	255
Propiedades mecánicas del Poliestireno Expandido (EPS)	255
ANEXO 11.	257
Datos físicos y químicos de la Resina Epoxi.....	257
ANEXO 12.	259
Resistencia a la flexión de la Fibra de Carbono	259
ANEXO 13.	261
Tabla meteorológica de la región Madre de Dios	261
GLOSARIO.....	263
Bibliografía.....	265

NOMENCLATURA

M	Momento [$N.m$]
F	Fuerza [N]
d	Distancia [m]
P	Carga alar [Pa]
E	Eficiencia aerodinámica
α	Ángulo de ataque
ρ	Densidad del aire [kg/m^3]
T	Temperatura [$^{\circ}C$]
L	Fuerza de sustentación [N]
F_L	Fuerza de sustentación en ascenso y descenso [N]
D	Fuerza de arrastre [N]
F_D	Fuerza de arrastre en crucero [N]
W	Peso [N]
F_T	Fuerza de empuje en crucero [N]
E_a	Empuje total de ascenso [N]
E_M	Empuje del motor en descenso [N]
C_D	Coeficiente de arrastre
C_L	Coeficiente de sustentación
C_m	Coeficiente de momento
b	Envergadura alar [m]
b_h	Envergadura del estabilizador horizontal [m]
b_v	Envergadura del estabilizador vertical [m]
CMA	Cuerda media aerodinámica [m]
C_r	Cuerda de raíz [m]
C_p	Cuerda de punta [m]

S	Superficie alar [m^2]
S_h	Superficie del estabilizador horizontal [m]
S_v	Superficie del estabilizador vertical [m]
L_F	Longitud del fuselaje [m]
V	Velocidad de crucero [m/s]
$V_{m\acute{a}x}$	Velocidad máxima [m/s]
V_{stall}	Velocidad de entrada en pérdida [m/s]
V_L	Velocidad de despegue [m/s]
V_a	Velocidad de ascenso [m/s]
V_D	Velocidad de descenso [m/s]
σ_{TyC}	Esfuerzo de tensión y compresión [Pa]
σ_C	Esfuerzo cortante [Pa]
σ_F	Esfuerzo de flexión [Pa]
σ_T	Esfuerzo de torsión [Pa]
σ_{VM}	Esfuerzo de Von Mises [Pa]
$F_{m\acute{a}x}$	Carga máxima para rotura [Pa]
n_v	Factor de carga de viraje [G]
$n_{m\acute{a}x}$	Factor de carga a velocidad máxima [G]
n_{cr}	Factor de carga crítico [G]
σ_C	Esfuerzo del material compuesto [Pa]
σ_M	Esfuerzo de la matriz [Pa]
σ_F	Esfuerzo de la fibra [Pa]
M_A	Número Mach
β	ngulo de deflexión

ABREVIATURAS

VANT	Vehículo aéreo no tripulado
DGAC	Dirección General de Aeronáutica Civil
RPAS	Sistema de aeronaves pilotadas a distancia
CAD	Diseño asistido por computadora
CFD	Dinámica de fluidos computacional
FPV	Vista en primera persona
CMA	Cuerda media aerodinámica
AR	Alargamiento alar
TR	Estrechamiento alar
EPS	Poliestireno expandido
EPO	Poliolefina expandida
FOAM	Polietileno expandido
UBEC	Regulador de voltaje integrado
ESC	Controlado de velocidad

LISTA DE FIGURAS

Figura 1: Deforestación de la región Madre de Dios por la minería ilegal en el 2018.	12
Figura 2: El incremento de la deforestación por la minería ilegal en la región Madre de Dios del 2001 – 2018.	12
Figura 3: Ejemplos de VANT's de Ala Fija	18
Figura 4: Ejemplos de VANT's de Ala Rotatoria.	18
Figura 5: Tipos Fuselaje.	21
Figura 6: Superficies de Mando y Control.	22
Figura 7: Tipos de Ala Fija.	23
Figura 8: Fuerzas que actúan en una Aeronave de Ala Fija.....	26
Figura 9: Movimiento de una Aeronave en función del Ángulo de Navegación.	27
Figura 10: Ángulos de Navegación en relación con los Ejes de Movimiento.	28
Figura 11: Fuerzas y Momentos Aerodinámicos.	32
Figura 12: Fuerzas principales en un Perfil.	33
Figura 13: Partes de un Perfil Aerodinámico.....	34
Figura 14: Ángulo de Ataque (α).	35
Figura 15: Áreas deforestadas en la región de Madre de Dios.....	63
Figura 16: Área deforestada a vigilar.	64
Figura 17: Diagrama de la temperatura anual en la región Madre de Dios.....	65
Figura 18: Gráfico del promedio de la Velocidad de Crucero de los 04 VANT's.....	67
Figura 19: Plan de Vuelo en el software Mission Planner.	68
Figura 20: 04 Configuraciones de VANT's de Vigilancia.....	71
Figura 21: Configuración de la Plataforma del VANT seleccionado.	74
Figura 22: Motor Eléctrico T-MOTOR 560 KV.....	78
Figura 23: Hélice de Nylon 14" 70° para VANT's.	81
Figura 24: ESC Scorpion 60 A, UBEC 5 V / 4 A.....	83
Figura 25: Área del Rango de Señal.	84

Figura 26: Transmisor y Radiocontrol para VANT's.....	87
Figura 27: Batería LIPO Turnigy (20 Ah, 6S, 12 C).....	92
Figura 28: Batería LIPO Nano-Tech (3,3 Ah, 6S, 45 C).	92
Figura 29: Piloto Automático MinipixV1.0.....	94
Figura 30: Servomotor Estándar, Turnigy.	96
Figura 31: Batería LIPO 2s, 8 Ah.	97
Figura 32: Micro Cámara Caddx Tarsier 4K FPV.	100
Figura 33: C_L vs Alpha, NACA 3310.....	102
Figura 34: C_D vs Alpha, NACA 3310.	102
Figura 35: C_L vs Alpha, NACA 4415 obtenido en el DesignFOIL.....	103
Figura 36: C_D vs Alpha, NACA 4415 obtenido en el DesignFOIL.	104
Figura 37: Perfil Aerodinámico seleccionado, NACA 4415 (DesignFOIL).....	105
Figura 38: Número de Reynolds del Ala y Densidad del aire obtenidos en el DesignFOIL.	106
Figura 39: Dimensiones del Ala y Ángulo Diedro obtenidos en el DesignFOIL.	107
Figura 40: Peso Máximo, Carga Alar, C_L Máximo obtenidos en el DesignFOIL.	107
Figura 41: Centro de Presiones del Perfil NACA 4415 obtenido en el DesignFOIL.	108
Figura 42: Coeficiente de Sustentación total y Coeficiente de Arrastre total del Ala y Eficiencia Aerodinámica obtenidos en el DesignFOIL.	109
Figura 43: Análisis del Ala en el Autodesk CFD.	111
Figura 44: Vórtice de punta de ala.	111
Figura 45: C_L vs α del ala del VANT, obtenido del Autodesk CFD.....	113
Figura 46: C_D vs α del ala del VANT, obtenido del Autodesk CFD.	113
Figura 47: Polar parabólica (C_L vs C_D) del ala, obtenido del Autodesk CFD.....	114
Figura 48: Diámetro del Fuselaje, Longitud del Brazo de Cola y Caja del Fuselaje (Autodesk Inventor).	117
Figura 49: Dimensiones del Estabilizador Horizontal.	122

Figura 50: Dimensiones del Estabilizador Vertical.	122
Figura 51: Perfil Aerodinámico seleccionado, NACA 0012 (DesignFOIL).....	123
Figura 52: Dimensiones del Alerón.	127
Figura 53: Dimensiones del Timón de Profundidad (elevador).....	128
Figura 54: Dimensiones del Timón de Dirección (rudder).	128
Figura 55: Perfil NACA 4415 con una deflexión de 20° del 35% de la cuerda obtenido en el DesignFOIL.	129
Figura 56: Número de Reynolds de los Alerones y Densidad del aire obtenido en el DesignFOIL.	130
Figura 57: Fuerza de Alabeo a una deflexión de 20° de los Alerones obtenido en el DesignFOIL.	130
Figura 58: C_m vs β del Alerón, obtenido del software DesignFOIL.	134
Figura 59: Perfil NACA 0012 con una deflexión de 20° del 35% de la cuerda obtenido en el DesignFOIL.	135
Figura 60: Número de Reynolds del Estabilizador Horizontal con una deflexión de 20° del Elevador obtenido en el DesignFOIL.	136
Figura 61: Fuerza de Cabeceo a una deflexión de 20° del Elevador obtenido en el DesignFOIL.	136
Figura 62: C_m vs β del Elevador, obtenido del software DesignFOIL.	140
Figura 63: Perfil NACA 0012 con una deflexión de 20° del 35% de la Cuerda Aerodinámica Media obtenido en el DesignFOIL.....	141
Figura 64: Número de Reynolds del Estabilizador Vertical con una deflexión de 20° obtenido en el DesignFOIL.....	142
Figura 65: Fuerza de Guiñada a una deflexión de 20° del Rudder obtenido en el DesignFOIL.	142
Figura 66: Cuerda Aerodinámica Media del Estabilizador Vertical obtenido en el DesignFOIL.	143

Figura 67: C_m vs β del Rudder, obtenido del software DesignFOIL.....	146
Figura 68: Dibujo del Ala obtenido en el Autodesk Inventor.	150
Figura 69: Densidad, Área, Volumen, Peso y CG del Ala obtenidos en el Autodesk Inventor.	150
Figura 70: Dibujo del Fuselaje obtenido en el Autodesk Inventor.	151
Figura 71: Dibujo del Brazo de Cola obtenido en el Autodesk Inventor.	151
Figura 72: Densidad, Área, Volumen, Peso y CG del Fuselaje obtenidos en el Autodesk Inventor.....	152
Figura 73: Densidad, Área, Volumen, Peso y CG del Brazo de Cola obtenidos en el Autodesk Inventor.	152
Figura 74: Dibujo del Estabilizador Horizontal obtenido en el Autodesk Inventor.	153
Figura 75: Área, Volumen, Peso y CG del Estabilizador Horizontal obtenidos en el Autodesk Inventor.....	153
Figura 76: Dibujo del Estabilizador Vertical obtenido en el Autodesk Inventor.	154
Figura 77: Área, Volumen, Peso y CG del Estabilizador Vertical obtenidos en el Autodesk Inventor.....	154
Figura 78: Distancias de cada Componente respecto al CG.	155
Figura 79: Fibra de Vidrio para VANT's.	160
Figura 80: Resina Epoxi (Pegamento).	160
Figura 81: Largueros para la unión y refuerzo de las alas.....	161
Figura 82: Análisis del principio de Bernoulli (túnel de viento computarizado) obtenido en el Autodesk CFD.	164
Figura 83: Análisis del principio de Bernoulli obtenido en el Autodesk CFD.	164
Figura 84: Resultados de la Barra de Velocidades obtenidas en el Autodesk CFD.....	165
Figura 85: Cálculo de la Fuerza de Sustentación y Arrastre en vuelo crucero mediante el Túnel de Viento Computarizado obtenido en el Autodesk CFD.....	166

Figura 86: Fuerza de Sustentación y Arrastre del VANT en vuelo crucero obtenido en el Autodesk CFD.	166
Figura 87: Fuerzas que actúan en el VANT.	168
Figura 88: Momentos Aerodinámicos que actúan en el VANT durante el vuelo crucero.	172
Figura 89: Ángulo a -2° de deflexión del elevador obtenido en el DesignFOIL.	173
Figura 90: Fuerza de cola compensadora obtenido en el DesignFOIL.	174
Figura 91: Cálculo de la Fuerza de Sustentación y Arrastre a un ángulo de ataque de 10° obtenido del Autodesk CFD.	177
Figura 92: Fuerza de Sustentación y Arrastre del VANT a 10° de ángulo de ataque obtenido del Autodesk CFD.	177
Figura 93: Fuerzas que actúan en el Ascenso del VANT.	180
Figura 94: Velocidad y Ángulo de Ascenso.	181
Figura 95: Fuerzas que actúan en el Descenso del VANT.	183
Figura 96: Velocidad y Ángulo de Descenso.	184
Figura 97: Análisis del VANT en Viraje Coordinado.	187
Figura 98: Radio de Viraje del VANT en Viraje Coordinado.	189
Figura 99: Esfuerzo equivalente de Von Mises obtenido del Autodesk Inventor (Análisis Estructural).	192
Figura 100: Datos de la sección transversal obtenida del Autodesk Inventor.	196
Figura 101: Análisis del ala del VANT con carga distribuida mediante Criterio de Vigas.	201
Figura 102: Análisis del ala del VANT con carga puntal mediante Flexión en 3 Puntos.	201
Figura 103: Análisis del ala por Criterio de Vigas (Corte de Extremo Izquierdo).	202
Figura 104: Gráfico del Cortante Máximo para el Ala.	203
Figura 105: Gráfico del Momento Flector Máximo para el Ala.	204
Figura 106: Ley N°30740.	213
Figura 107: Norma técnica complementaria.	214

LISTA DE TABLAS

Tabla 1: Tabla Comparativa de los VANT's de Ala Fija y VANT's de Ala Rotatoria.	19
Tabla 2: Aplicaciones de los VANT's.	20
Tabla 3: Ventajas y Desventajas de los VANT's de Ala Fija.	20
Tabla 4: Ángulos de Navegación en función del Movimiento de sus Ejes.	28
Tabla 5: Características de Desempeño de los 04 VANT's de Vigilancia.....	67
Tabla 6: Estimación del Empuje y Peso Máximo.....	70
Tabla 7: Características físicas de los VANT's: Súper Skywalker, Proskytec T-1, Desert Hawk EER y FQM-151 Pointer.	72
Tabla 8: Tabla de Valoración para la Configuración del VANT.....	73
Tabla 9: Ventajas y Desventajas del Motor a Pistón, Eléctrico con Escobillas y Eléctrico sin Escobillas.	75
Tabla 10: Comparación de 04 Motores Eléctricos para VANT's.	77
Tabla 11: Valoración y Análisis de Motores Eléctricos.	78
Tabla 12: Reporte de pruebas del Motor T-MOTOR 560 KV.....	79
Tabla 13: Ventajas y Desventajas de los Materiales para Hélices de Aeromodelismo.	80
Tabla 14: Comparación de 04 ESC (Controlador de Velocidad) para VANT's.	82
Tabla 15: Valoración y Análisis del Costo, Calidad, Recomendaciones y Peso de los 04 ESC.....	83
Tabla 16: Comparación de 04 Transmisores para VANT's.	86
Tabla 17: Valoración y Análisis de 04 Transmisores.....	87
Tabla 18: Ventajas y Desventajas de Baterías Alcalinas, Níquel, Acido-Plomo, LI-ON y LIPO.	88
Tabla 19: Cuadro Comparativo de 04 Baterías LIPO de 25 Ah y 20 Ah.	91
Tabla 20: Valoración y Análisis del Costo, Recomendaciones y Calidad de las 04 Baterías LIPO.	91
Tabla 21: Tabla Comparativa de Autopilotos para Vuelos Autónomos.	93

Tabla 22: Valoración y Análisis del Costo, Calidad, Recomendaciones, Peso y Eficiencia del Autopiloto.	94
Tabla 23: Tabla Comparativa de 04 Cámaras Profesionales.	98
Tabla 24: Valoración del Peso, Costo, Tamaño y Resolución de las Cámaras para VANT's.	99
Tabla 25: Tabla de Valoración para la selección del Software.	101
Tabla 26: Dimensiones del Ala y Parámetros Aerodinámicos.	110
Tabla 27: Valores de C_L y C_D del ala para diferentes ángulos de ataque (α), obtenido del Autodesk CFD.....	112
Tabla 28: Dimensiones del Fuselaje.	116
Tabla 29: Datos para el dimensionamiento de los Estabilizadores.....	119
Tabla 30: Dimensiones de los Estabilizadores.	121
Tabla 31: Dimensiones del Alerón, Elevador y Rudder.	127
Tabla 32: Cálculo de los Parámetros Aerodinámicos de los Alerones.....	132
Tabla 33: Valores de C_m , Fuerza de Sustentación y Momento en cada Alerón para diferentes ángulos de deflexión (β), obtenido del software DesignFOIL.	133
Tabla 34: Parámetros Aerodinámicos del Estabilizador Horizontal y Elevador.....	138
Tabla 35: Valores de C_m , Fuerza de Cabeceo y Momento del Elevador para diferentes ángulos de deflexión (β), obtenido del software DesignFOIL.	139
Tabla 36: Parámetros Aerodinámicos del Estabilizador Vertical y Rudder.	144
Tabla 37: Valores de C_m , Fuerza de Guiñada y Momento del Rudder para diferentes ángulos de deflexión (β), obtenido del software DesignFOIL.	145
Tabla 38: Cuadro de Ventajas y Desventajas cada material utilizado en Aeromodelismo.	147
Tabla 39: Masas, Distancias y Momentos de los Componentes respecto al CG.	156
Tabla 40: Cálculo del Peso Máximo del VANT.....	162
Tabla 41: Diseño Preliminar vs Diseño Definitivo.	170

Tabla 42: Área de cada gráfico de la figura 100.....	196
Tabla 43: Valores de los Parámetros Estructurales del Ala del VANT.....	206
Tabla 44: Método de Cálculo utilizado para el Diseño de la Plataforma del VANT de este proyecto.....	212

INTRODUCCIÓN

Los Vehículos Aéreos no Tripulados (VANT), por sus siglas en inglés UAV (Unmanned Aircraft Vehicle), también conocidos como RPA (Radio Piloted Aircraft), o simplemente drones, han tenido un gran desarrollo en los últimos años, debido a la alta cantidad de aplicaciones que pueden desarrollar, para diferentes áreas de la ciencia e ingeniería de los diferentes sectores de la industria y sociedad.

En el Perú, el uso y aplicaciones de los VANT's ha crecido de gran manera para diferentes sectores, tales como: audiovisual, topografía, agricultura, vigilancia y supervisión.

La región Madre de Dios viene sufriendo un alto impacto de deforestación y fuentes de aguas contaminadas con mercurio, el cual es causado por la minería ilegal.

Entre los años 2001 y 2018, se estima aproximadamente 209733 hectáreas en completa deforestación, lo que provoca una alta dificultad para las fuerzas armadas tomar el control y vigilar la zona.

En atención a la problemática, el presente trabajo propone una alternativa de solución para contribuir con la vigilancia, monitoreo y control de una zona deforestada o en proceso de deforestación en la región Madre de Dios, el cual es diseñar una plataforma de un vehículo aéreo no tripulado que cumpla con las condiciones adecuadas, a su vez, sea aprovechada permitiendo captar y monitorear grandes extensiones de hectáreas o áreas de terreno, por un tiempo y costo reducido.

El desarrollo del diseño de la plataforma del VANT de este proyecto, se menciona en los capítulos 1, 2, 3 y 4, los cuales componen la revisión de la literatura actual, marco teórico, metodología de la solución y discusión de resultados respectivamente.

En el capítulo 1, se menciona el problema general y problemas específicos, como también, del objetivo general y objetivos específicos por alcanzar.

En el capítulo 2, se menciona la base teórica aerodinámica y electrónica del VANT, ecuaciones aerodinámicas y estructurales, tipos de materiales de la plataforma, softwares de diseño CAD y CFD.

En el capítulo 3, se indica la metodología de la solución, se define la configuración del VANT, electrónica embarcada, criterio de estabilidad, selección del material de la plataforma, simulación y validación de parámetros aerodinámicos y estructurales.

En el capítulo 4, se define las características de la zona de desempeño, configuración del VANT, desempeño del VANT, electrónica seleccionada, como también, las características del material seleccionado con sus parámetros de resistencia estructural.

Para lograr el objetivo general, el cual es “Diseño de una plataforma de un vehículo aéreo no tripulado para la vigilancia de una zona controlada en la región Madre de Dios”, es necesario cumplir paso a paso con los objetivos específicos, estos son:

1. Realizar el cálculo de los parámetros aerodinámicos de un vehículo aéreo no tripulado para la vigilancia de una zona controlada en la región Madre de Dios.
2. Realizar la simulación en el módulo CFD-Autodesk el diseño de la plataforma de un vehículo aéreo no tripulado para validar los parámetros aerodinámicos.
3. Elaborar los planos de ensamblaje de la plataforma del VANT en una herramienta CAD Autodesk-Inventor.

La información para llevar a cabo el diseño de la plataforma del VANT, es obtenida de tesis nacionales e internacionales y artículos científicos, como también y en mayor proporción,

de libros internacionales especializados en el diseño de aeronaves tipo homebuilt, los cuales son utilizados para el cálculo de los parámetros aerodinámicos.

También se utiliza el software DesignFOIL para el diseño aerodinámico del ala y estabilizadores, el cual facilita su desarrollo obteniendo resultados satisfactorios. Así también, se elabora los planos de cada componente de la plataforma y ensamble utilizando el software Autodesk Inventor, mientras que para la simulación del VANT, se utiliza el software Autodesk CFD, el cual ayuda para la validación de datos y corrección de los cálculos aerodinámicos. Finalmente, se obtiene resultados satisfactorios concluyendo que el diseño definitivo es más eficiente que el diseño preliminar.

Es importante mencionar que el diseño de la plataforma del VANT, está enfocado únicamente para la misión de vigilancia de una zona específica con determinadas condiciones meteorológicas, por lo tanto, omite otras posibles aplicaciones, tales como: fotogrametría, carreras, búsqueda y rescate, entre otros. También omite otras consideraciones de vuelo, tales como: vientos cruzados, derrape, turbulencias, velocidad máxima, velocidad de rotación y virajes.

CAPÍTULO 1

REVISIÓN DE LA LITERATURA ACTUAL

1.1 Antecedentes de la Investigación

Benito Carrasco A., (2015) “INTEGRACIÓN DE UN VEHÍCULO AÉREO NO TRIPULADO EN LA PLATAFORMA ROBÓTICA ARGOS” [1]. Trabajo de fin de grado. Universidad de Autónoma de Madrid. Madrid-España.

En este proyecto de tesis, se realiza la integración de un vehículo aéreo no tripulado de ala rotatoria en la plataforma robótica ARGOS (plataforma robótica de gran alcance y alta autonomía), que consiste en el desarrollo de un sistema robótico completo y autónomo en su estructura, capaz de intervenir en diferentes misiones con un alto nivel de destreza a grandes distancias y alta autonomía, a su vez, esta es controlada y operada de modo satelital.

Así también, se realiza la selección e instalación electrónica de los componentes idóneos para la integración del VANT, de tal manera que es operada desde cualquier punto del globo terrestre con un alcance de cientos de kilómetros y una autonomía de hasta varios días de funcionamiento. Finalmente, se realiza las pruebas correspondientes del VANT obteniendo resultados satisfactorios.

Redondo Martin I., (2016) “DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN DE UN VEHÍCULO AÉREO NO TRIPULADO PARA TELEDETECCIÓN AGROFORESTAL” [2]. Trabajo de fin de grado. Universidad de Valladolid. Valladolid-España.

En el presente proyecto de investigación, se realiza el diseño y construcción de un VANT de pequeñas dimensiones y de bajo costo para labores agroforestales. Se realiza el diseño y construcción de un VANT con la misión de detectar incendios forestales, así también, se hace una descripción y selección de los componentes electrónicos ideales para la misión. El uso de vehículos aéreos no tripulados para labores agroforestales, permiten monitorizar grandes extensiones de bosques y cultivos con un costo muy reducido. El VANT se diseña y se construye con una configuración de pequeñas dimensiones y teniendo la capacidad de planeo, permaneciendo así más tiempo en el aire. Esto hace que el costo de energía sea muy reducido debido a la configuración y al poco peso que tiene. También se analiza los requerimientos específicos que el VANT debe tener para este tipo de labores, tales como: selección del perfil aerodinámico, selección de material para la plataforma y selección de componentes electrónicos. Se diseña un modelo específico teniendo como referencia otros modelos de VANT's que son óptimos para realizar este tipo de labores, de modo que facilita el diseño y construcción.

López Romero J., (2017) “DISEÑO DE UN UAV PARA GESTIÓN DE RECURSOS HÍDRICOS” [3]. Tesis magistral. Universidad de Sevilla. Sevilla-España.

En este trabajo de tesis, se desarrolla el diseño conceptual de un VANT de ala fija para la toma de ortofotografías aéreas para un mejor análisis y gestión del agua. Para esto, se ha llevado a cabo la revisión bibliográfica referente al tema, se ha diseñado un VANT de ala fija, así también, se realiza la simulación obteniendo resultados positivos.

De acuerdo a la misión del VANT, se describe las condiciones de vuelo para la misión y se hace mención de los requerimientos y parámetros de vuelo, como también, se realiza la

mención y selección de los componentes para su construcción y configuración de la aviónica del VANT.

Giner Bellot F., (2018) “DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN DE UN VEHÍCULO AÉREO NO TRIPULADO AUTÓNOMO” [4]. Trabajo de fin de grado. Universidad Politécnica de Valencia. Valencia-España.

En este proyecto de tesis, se realiza el diseño y construcción de un VANT que permite realizar vuelos autónomos, es decir, no es necesario que sea controlado por un operador en tierra, debido a que se pueden realizar planificación de rutas y misiones, de manera que no existe la necesidad de controlarlo de forma manual porque que el rango de control de estos aparatos está limitado a unos pocos kilómetros.

Su diseño y construcción se realiza teniendo en cuenta los componentes adecuados que lleva montado para realizar misiones autónomas, así también, la de incorporar un método de comunicación operador-VANT viable que permita controlarlo a grandes distancias, tal como la red móvil.

Para desarrollar el método de comunicación con el VANT y la autonomía, se realiza la modificación de la aplicación para Android que ha sido seleccionado con la que se realiza las planificaciones y misiones para el VANT, como también, la incorporación de un componente que va conectado al VANT que envía y recibe la señal mediante una tarjeta SIM. También es necesario una computadora, tablet o celular que cumpla la función de intercomunicador para enviar y recibir la información.

Se demuestra que el VANT diseñado y construido es capaz de realizar vuelos y misiones de manera autónoma, aunque la comunicación con el VANT sufre algunos problemas por la conexión a internet, debido a que la señal se pierde por momentos durante el vuelo; sin embargo, el VANT y la aplicación logran intercambiar información.

Fernández Manso A., Quintano C., Calvo L. y Redondo I., (2017) “DISEÑO E IMPLEMENTACIÓN DE UN VEHÍCULO AÉREO NO TRIPULADO MULTISENSOR PARA ESTUDIOS POST-INCENDIOS EN ENTORNOS FORESTALES” [5]. Artículo. 7º Congreso Forestal Español. Lérída-España.

En este artículo se demuestra que un VANT puede realizar misiones de prevención, detección, extinción de incendios forestales, como también, la de recolección de información para el análisis de daños causados por el fuego.

Se realiza el diseño e implementación de un VANT con la finalidad de recoger información para un análisis de daños post-incendio, así también, el VANT puede ser utilizado para la tarea de obtener imágenes de alta resolución para realizar estudios forestales. Para esto, se toma como iniciativa analizar las características que este debe tener, luego se diseña e implementa un VANT con espacio suficiente para montar diferentes componentes electrónicos, tales como: sensores, batería, controlador de velocidad, etc. Finalmente, se realiza un diseño adecuado y se selecciona los componentes correctos, de tal manera que el VANT puede despegar y aterrizar en lugares de muchos obstáculos, como también, puede permanecer en vuelo durante más tiempo.

Terminado el diseño y construcción del VANT, se realiza varias pruebas de vuelo con resultados satisfactorios, de modo que se obtiene como resultado un VANT diseñado y construido de gran ayuda no solo para la prevención y detección de incendios forestales, sino también para optimizar un estudio y análisis post-incendio, por el cual se puede monitorizar los efectos producidos por el fuego.

Farías Pedreros E., (2016) “DISEÑO AERODINÁMICO DE UN VEHÍCULO AÉREO NO TRIPULADO” [6]. Tesis de titulación. Universidad Técnica Federico Santa María. Valparaíso-Chile.

En este trabajo de tesis, se realiza el diseño aerodinámico de un VANT de ala fija que tiene una velocidad que oscila los 27 m/s, vuela hasta un radio de 30 km y es aplicado

únicamente en minería. Se hace una recolección de información de los antecedentes de investigación de todos los VANT's que realizan las mismas misiones en minería y con características aerodinámicas similares. El diseño y la simulación del VANT se realizan con el software llamado "XFLR5" y "XFLR5 CFD" respectivamente. El marco teórico de este proyecto contiene una amplia información para el diseño de un VANT, como también, contiene estudios relacionados con el perfil aerodinámico para su selección mediante tablas según el peso que se estime, así también, se realiza un estudio y recopilación de información de los parámetros aerodinámicos de forma teórica para llegar a determinar las formas de despegue, aterrizaje, cálculo de la envergadura, superficie alar, superficie de estabilizadores, los tipos de propulsión y peso.

Se hace el análisis del comportamiento de los coeficientes aerodinámicos al cambiar el ángulo de ataque del ala y el ángulo de los estabilizadores, como también, el análisis de estabilidad (estática y dinámica).

Escamilla Núñez R., (2010) "DISEÑO, CONSTRUCCIÓN, INSTRUMENTACIÓN Y CONTROL DE VEHÍCULO AÉREO NO TRIPULADO" [7]. Tesis de titulación. Instituto Politécnico Nacional. DF-México.

En este proyecto de tesis, se realiza el diseño y construcción de un VANT donde inicialmente se realiza los cálculos aerodinámicos, mediante el software XFOIL para el diseño del ala; así también, se realiza la construcción del VANT y se hace la mención de los diferentes materiales comúnmente utilizados en aeromodelismo, concluyendo la selección del poliestireno (tecnopor), como el material principal para la construcción del VANT. También se realiza la instrumentación del VANT que se refiere a la mención y selección de componentes electrónicos (aviónica), que van montados en el VANT, mientras que el control se refiere a realizar pruebas de los estabilizadores, alerones, motor, etc. Así también el control del VANT se refiere a tomar posesión de la orientación del VANT dentro de un rango de valores predeterminados. El marco teórico de este proyecto describe

detalladamente las fuerzas que actúan en una aeronave y los ejes de movimiento en un plano cartesiano 3D. También describe las partes un perfil aerodinámico, la selección del perfil y el concepto de cada parámetro aerodinámico, tales como: coeficiente de sustentación y coeficiente de arrastre, etc.

Ñacata Sntaxi D., (2018) “DISEÑO, CONSTRUCCIÓN Y PRUEBAS DE UN VEHÍCULO AÉREO NO TRIPULADO: MINI PIQUERO” [8]. Tesis de titulación. Universidad San Francisco de Quito. Quito-Ecuador.

En este proyecto se realiza el diseño, construcción y pruebas de la plataforma de un vehículo aéreo no tripulado de ala fija para realizar la misión de vigilancia de la fauna marina en las costas de Quito-Ecuador, considerando varios factores de diseño, manufactura y costos. En la primera fase de este proyecto se desarrolla la configuración del VANT tomando en cuenta que la misión a realizar es la vigilancia, como también, se realiza un estudio de los factores que influyen a la aerodinámica del VANT, tales como: estabilidad, sistemas de propulsión y diseño aerodinámico de la plataforma. También se utiliza la aplicación “Web Calc” para cálculos matemáticos e ingeniería, el programa de modelado 3D Autodesk Inventor 2018 y el software de simulación aerodinámica XFLR5, puesto que permiten obtener resultados de una manera más rápida y eficiente. La siguiente etapa es la selección de componentes y construcción del VANT, para lo cual se presentan el sistema de propulsión, materiales requeridos, herramientas y componentes electrónicos, luego se hace la verificación de todos los componentes que componen al VANT, de tal manera que se encuentren correctamente distribuidos y funcionando correctamente.

Finalmente, se realiza las pruebas de vuelos y se lleva a cabo un análisis de mejoras y corrección de errores en el diseño.

Bernal Ortiz A., (2007) “DISEÑO DE ALA DE UN VEHÍCULO AÉREO NO TRIPULADO”

[9]. Tesis de titulación. Universidad EAFIT. Medellín-Colombia.

En este proyecto de tesis, se desarrolla el diseño del ala de un vehículo aéreo no tripulado que cumple con los requerimientos solicitados por la empresa Industrial Aeronáutica S.A. El proyecto se enfoca únicamente en la selección de un perfil aerodinámico para diseñar el ala de un VANT, utilizando un software de diseño CAD para el desarrollo del dibujo, luego se realiza la simulación en un software CFD.

El desarrollo de este proyecto es debido a que la empresa Industrial Aeronáutica S.A, desea diseñar y construir un aeromodelo con la mejor tecnología disponible en el medio colombiano. Inicialmente se hace un estudio y recolección de información acerca del diseño y construcción de VANT's.

Así también, se lleva a cabo el análisis del comportamiento del perfil sumergido en un túnel de viento mediante un software de simulación CFD. El marco teórico de la presente tesis indica claramente los conceptos de los parámetros aerodinámicos, como también, el cálculo de estos para luego diseñar el ala con la envergadura y superficie deseada. Por último, se hace las correcciones correspondientes hasta obtener el ala que cumpla con las expectativas de la empresa.

Cepeda Rivera Lucila V., (2018) “ESTUDIO DE FACTIBILIDAD DE USO DE DRONES PARA LA SEGURIDAD FÍSICA EN CAMARONERA” [10]. Tesis de titulación. Universidad de Guayaquil. Guayaquil-Ecuador.

En este proyecto de tesis, se realiza un estudio de los recursos económicos disponibles para la implementación y uso de los VANT's para la vigilancia de una camaronera. El objetivo principal de este proyecto, es la de brindar una solución de seguridad viable y de bajo costo utilizando nuevas tecnologías de monitoreo por videovigilancia, proponiendo el uso de VANT's para ayudar en la vigilancia y seguridad de una camaronera ubicada en

Guayaquil Insular, debido a la ventaja que estas tienen de permanecer en el aire sin caer al río, como también de la facilidad de acceso que estas tienen en lugares estratégicos.

Álvarez Hernández R., (2016) “DESARROLLO DE UN VANT DE ALA FIJA CON CAPACIDAD DE DESPEGUE VERTICAL PARA EL TRANSPORTE DE PEQUEÑAS CARGAS” [11]. Tesis magistral. Escuela Técnica Superior de Ingeniería (ICAI). Madrid-España.

En el presente trabajo de tesis, se desarrolla el rediseño estructural de un prototipo de vehículo aéreo no tripulado de ala fija para su conversión en un aeromodelo híbrido, de tal manera que tiene la capacidad de despegar y aterrizar de forma vertical, a su vez, tiene mayor autonomía para el transporte de pequeñas cargas.

El proyecto inicia con la selección de un modelo específico de ala fija, luego se realiza el modelamiento CAD del mismo realizando algunas modificaciones, tales como: reemplazo del perfil aerodinámico por uno que otorga mayor sustentación y diseñar 4 soportes para la instalación de 4 rotores para el despegue y aterrizaje vertical.

Como resultado del nuevo diseño, se obtiene un VANT híbrido que cumple las funciones de un VANT de ala fija, conservando sus ventajas aerodinámicas, a su vez, cumple las funciones de un VANT de ala rotatoria, conservando sus capacidades de maniobrabilidad, despegue y aterrizaje vertical.

Fernández Bobadilla Héctor., (2016) “DISEÑO, CONSTRUCCIÓN Y CONTROL DE UNA AERONAVE DE ALA ROTATORIA TIPO DRONE” [12]. Tesis de titulación. Universidad Nacional Autónoma de México. DF-México.

En el presente proyecto de tesis, se desarrolla el diseño y construcción de un prototipo de VANT de ala rotatoria con la finalidad de ser utilizado como herramienta pedagógica, es decir, como material de estudio para los alumnos de las carreras de ingeniería electrónica, aeronáutica, mecatrónica y mecánica de la Universidad Nacional Autónoma de México.

Inicialmente se realiza una amplia investigación acerca de los VANT's, tales como: clasificación, aplicaciones y sus principales características. Luego se determina los requerimientos de uso mediante las regulaciones aeronáuticas mexicanas, como también, se determinan los requerimientos de diseño y modelamiento (peso, empuje, velocidad y altura), después se selecciona el plástico ABS como material de la plataforma y selección de los componentes electrónicos. Después se realiza el dibujo CAD del modelo, la impresión en 3D de la plataforma, el montaje de los componentes en dicha plataforma y las configuraciones respectivas para el control del modelo. Finalmente, se realiza las pruebas de vuelo obteniendo resultados satisfactorios.

Huacal Alama M., (2018) “MÉTODO DE CÁLCULO AERODINÁMICO PARA AERONAVES NO TRIPULADAS DE ALA FIJA Y CORTO ALCANCE” [13]. Tesis de titulación. Universidad Tecnológica del Perú. Lima-Perú.

En el presente trabajo de tesis, se desarrolla un método de cálculo aerodinámico para la plataforma de un VANT de ala fija y corto alcance. Dicho método consiste en realizar 8 pasos para el diseño y construcción del mismo.

Esta tesis ayuda en el diseño y desarrollo de nuevas plataformas de VANT's, según los requerimientos y necesidades que se tengan para un determinado proyecto.

En este proyecto también se realiza el diseño de un VANT siguiendo el desarrollo de los 8 pasos para su diseño, demostrando así la credibilidad y confiabilidad del método de cálculo desarrollado. Para llevar a cabo el diseño y construcción se elige una misión específica, así también, se realiza el diseño mediante el software Autodesk Inventor y se realiza la simulación del VANT mediante el software Autodesk CFD.

Se llega a los resultados deseados y se realiza las comparaciones con la teoría para tener conclusiones sólidas. Finalmente, se construye la plataforma del VANT con la finalidad de validar los datos obtenidos de la teoría y simulación.

Comunidad de Madrid., (2015)” LOS DRONES Y SUS APLICACIONES A LA INGENIERÍA CIVIL” [14]. Artículo. Comunidad de Madrid. Madrid-España.

En el presente artículo científico, se realiza una amplia introducción acerca de los vehículos aéreos no tripulados aplicados específicamente a la ingeniería civil. Primero se define los modos de pilotaje de un VANT para llevar a cabo una misión o tarea, así también, se describe las ventajas de emplear un VANT a la ingeniería civil.

Con respecto a las aplicaciones enfocadas a la ingeniería civil, se menciona las diferentes tareas u misiones que puede desempeñar un VANT, tales como: cartografía, agricultura, control de obras, hidrología, control de calidad del aire, inspección de palas aerogeneradores, etc.

A. Barrientos, J. del Cerro, P. Gutiérrez et al., (2011) “VEHÍCULOS AÉREOS NO TRIPULADOS PARA USO CIVIL. TECNOLOGÍA Y APLICACIONES” [15]. Artículo. Universidad Politécnica de Madrid. Madrid-España.

En el presente artículo científico, se realiza una breve introducción general acerca de los vehículos aéreos no tripulados para la vida civil, tales como: tecnología y aplicaciones.

Con respecto a su tecnología, se menciona sus diferentes modos de operación, instrumentación y comunicación que se pueden configurar y emplear a un VANT.

Con respecto a sus aplicaciones, se menciona las diferentes tareas u misiones que puede desempeñar un VANT, tales como: inspección, vigilancia, agricultura, búsqueda y rescate, etc.

Francesco Leake T., (2018) “ESTUDIO DE PERFORMANCE POR REMOTORIZACIÓN DEL AVIÓN LIVIANO DE MATERIAL COMPUESTO AZOR” [16]. Trabajo de fin de grado. Universidad de la Defensa Nacional. Córdoba-Argentina.

En el presente trabajo de tesis, se realiza el desarrollo de los cálculos aerodinámicos de performance de un prototipo de vehículo aéreo no tripulado, fabricado de material

compuesto y adquirido por la empresa DEDALUS S.A., al cual se le realiza el reemplazo de su motor original por un motor de mayor potencia denominado Rotax 912 ULS.

Se realiza una recopilación de información técnica del aeromodelo y su planta motriz, así mismo, se realiza un análisis de su estructura, debido al aumento de peso y potencia del VANT por el reemplazo de motor. Luego se realiza los cálculos aerodinámicos de performance para determinar las nuevas velocidades, autonomía, alcance y consumo. Finalmente, con los resultados obtenidos se realiza una comparación con las del modelo original y se concluye la mejoría de performance del VANT.

1.2 Planteamiento del Problema

El departamento Madre de Dios, es considerado región focal de deforestación en el Perú causada por las actividades ilícitas principalmente la minería ilegal, la cual viene generando impactos directos e indirectos sobre la salud, el medio ambiente y el aspecto socioeconómico. El problema se encuentra en que es una zona llana y de difícil control, por lo que los mineros ilegales resultan difíciles de capturar y continuamente rotan por la zona para realizar dicha actividad ilícita.

Entre los años 2001-2018, MINAM publicó que se estima aproximadamente 209733 hectáreas en completa deforestación y fuentes de agua contaminadas con mercurio, todo esto causado por la minería ilegal [17]. Para las fuerzas armadas esta gran cantidad de área deforestada es altamente complicada de controlar y vigilar, siendo el objetivo la captura de los mineros ilegales y la erradicación de dicha actividad. Otro de los factores que limitan la misión es la falta de recursos que se tiene para dicha operación.

En atención a lo expuesto, en la figura 1 se muestra las distintas zonas deforestadas y en proceso de deforestación de la región Madre de Dios, así también, en la figura 2 se muestra el diagrama de barras indicando la pérdida de bosques en hectáreas entre los años 2001-2018 de dicha región.

Pérdida de Bosques en hectáreas, Madre de Dios, 2001 - 2018



1.3 Formulación del Problema

1.3.1 Problema General

¿Qué plataforma aérea se puede utilizar para vigilar una zona controlada en la región de Madre de Dios?

1.3.2 Problemas Específicos

- ¿De qué manera se puede determinar los parámetros aerodinámicos de un vehículo aéreo no tripulado para la vigilancia de una zona controlada en la región Madre de Dios?
- ¿Cómo simular la plataforma de un vehículo aéreo no tripulado de ala fija en la herramienta CFD-Autodesk, para la validación de los parámetros aerodinámicos?
- ¿Cómo realizar los planos de ensamblaje de la plataforma de un vehículo aéreo no tripulado de ala fija en el módulo Autodesk-Inventor?

1.4 Objetivos

1.4.1 Objetivo General

Diseñar la plataforma de un vehículo aéreo no tripulado para la vigilancia de una zona controlada en la región Madre de Dios.

1.4.2 Objetivos Específicos

- Realizar el cálculo de los parámetros aerodinámicos de un vehículo aéreo no tripulado para la vigilancia de una zona controlada en la región Madre de Dios.
- Realizar la simulación en el módulo CFD-Autodesk el diseño de la plataforma de un vehículo aéreo no tripulado para validar los parámetros aerodinámicos.
- Elaborar los planos de ensamblaje de la plataforma del VANT en el módulo Autodesk-Inventor.

1.5 Justificación e Importancia

El estudio se justifica porque el vehículo aéreo no tripulado puede llevar a bordo un equipo que realiza observación y vigilancia de una zona deforestada o en proceso de deforestación en la región Madre de Dios. En consecuencia, se tiene un mejor panorama de la zona, debido a su alta complejidad de vigilar y controlar dicha zona teniendo una visión limitada desde tierra.

Al tener un mejor panorama de la zona controlada, las fuerzas armadas pueden determinar con exactitud las zonas deforestadas y en proceso de deforestación, como también, pueden detectar actividades ilícitas a tiempo y estar prevenidos ante los constantes regresos de los mineros ilegales. Esto es positivo para el operativo que se viene realizando, de modo que facilita el control y ayuda a erradicar la minería ilegal.

A su vez, el trabajo de investigación se justifica técnicamente porque se lleva a cabo el cálculo de los parámetros aerodinámicos, elaboración de planos de ensamblaje y simulación del VANT, utilizando la teoría aerodinámica y herramientas CAD para el dibujo, ensamblaje y planos, mientras que el CFD se utiliza para la simulación, para así obtener el diseño del VANT deseado para la vigilancia de una zona controlada en la región Madre de Dios.

1.6 Limitaciones

Este proyecto se limita porque el VANT es únicamente para uso de vigilancia de una zona específica, llana, sin obstáculos y con las condiciones meteorológicas de la región de Madre de Dios, por lo tanto, omite otras posibles consideraciones como vuelos acrobáticos, vigilancia de zonas rocosas o montañas. Así también, omite algunos cálculos y análisis innecesarios para la misión del VANT, tales como: velocidad máxima, virajes y velocidad de rotación.

La velocidad máxima se omite debido a que existe un mayor consumo de energía, un sobrecalentamiento del motor aumentando el riesgo a quemarse y menor precisión de la

captación de la cámara sobre el terreno, de modo que va en contra de la misión del VANT, del objetivo por la que se diseña el VANT y de la conservación de los componentes.

Así mismo, durante los virajes existe mayor consumo de energía, un elevado estrés sobre los servomotores aumentando el riesgo al quiebre de sus engranajes internos y menor precisión de la captación de la cámara sobre el terreno, además, por ser un VANT de vigilancia los giros de este tipo modelos son relativamente bajos, de modo que utilizando únicamente el rudder y elevador son suficientes para dichas maniobras.

También, debido a que el VANT no presenta trenes de aterrizaje, en consecuencia, no existe carrera de despegue ni velocidad de rotación, de modo que se omite su cálculo y aplicación. El despegue del VANT se realiza mediante el uso de catapulta o lanzamiento a mano, mientras que su aterrizaje se realiza con atrapado en red o aterrizaje en barriga.

La dinámica de vuelo también se limita debido a las condiciones de la misión del VANT, en atención a lo cual se tiene prioridad que el VANT se encuentre en vuelo recto y nivelado para todas las etapas del vuelo; por ende, la dinámica de vuelo se ajusta a dicha misión (ascenso – crucero – descenso).

El proyecto también se limita porque el desarrollo del VANT es realizado a base de condiciones meteorológicas ideales, tales como: densidad del aire a temperatura promedio, turbulencias y vientos cruzados a condiciones normales, etc.

1.7 Delimitaciones

Las delimitaciones de este proyecto son:

El desarrollo del presente proyecto está orientado a la necesidad de vigilar y controlar una zona amplia, deforestada y en estado de emergencia, causada por la minería ilegal en el departamento de Madre de Dios.

El desarrollo del proyecto se enfoca en llevar a cabo el diseño de la plataforma de un vehículo aéreo no tripulado (estructura), determinar los parámetros aerodinámicos y dimensiones de cada componente de la plataforma, como también, la de realizar la

selección del material para la plataforma del VANT, selección de los equipos electrónicos y la simulación del VANT por Método de Elementos Finitos (MEF), mediante el Software Autodesk CFD (Computational Fluid Dynamics).

El diseño establecido se aplica únicamente para la vigilancia de una parte de la zona deforestada que tiene un área de 567,7189 ha ~ 5,677189 km².

CAPÍTULO 2

MARCO TEÓRICO

2.1 Definición de Vehículo Aéreo no Tripulado (VANT)

Un vehículo aéreo no tripulado (VANT), también conocido como UAV por sus siglas en inglés (unmanned aerial vehicle), o simplemente llamado drone, es un vehículo aéreo sin tripulación con un sistema de vuelo radio controlado, sostenido y/o autónomo, debido a que contiene una serie de componentes electrónicos interconectados, tales como: piloto automático, controlador de velocidad, enlaces de comunicación (emisor - receptor), así también, es propulsado por un motor a combustión o eléctrico [1].

Existe una alta variedad y tipos de VANT's cuya clasificación principal se asocia en función al tipo del sistema propulsor que disponga el vehículo aéreo no tripulado, por ende, se pueden encontrar dos clasificaciones, cada una con limitaciones y ventajas distintas que los determinan para realizar un tipo de aplicación u otra, esto son: los VANT de ala fija y VANT de ala rotatoria [1].

2.1.1 VANT de Ala Fija

Son vehículos capaces de volar gracias a la acción del viento generado por la velocidad adquirida al interactuar con las alas que lo forman, dicha la velocidad la alcanzan gracias

a la potencia del motor; no obstante, el vuelo es debido al impulso que genera el viento al atravesar las alas fijas del vehículo [1].

En la figura 3, se muestra 2 ejemplos de VANT's de ala fija.

Figura 3: Ejemplos de VANT's de Ala Fija [1]



2.1.2 VANT de Ala Rotatoria

Estos tipos de vehículos se caracterizan por disponer de un conjunto de hélices que rotan impulsadas por un motor denominado rotor, de modo que este sistema es el encargado de proveer el impulso necesario para el despegue y maniobrabilidad de la aeronave [1].

En la figura 4, se muestra 2 ejemplos de VANT's de ala rotatoria.

Figura 4: Ejemplos de VANT's de Ala Rotatoria [1].



A continuación, se muestra una tabla comparativa de los VANT's de ala fija y VANT's de ala rotatoria (tabla 1). Las aplicaciones de los VANT's son mencionadas en la tabla 2 y en la tabla 3 se presentan las ventajas y desventajas de un VANT de ala fija.

Tabla 1: Tabla Comparativa de los VANT's de Ala Fija y VANT's de Ala Rotatoria [3].

	Ala Fija	Ala Rotatoria
Autonomía	Mayor a 30 minutos.	10 – 30 minutos.
Estabilidad	Media – Alta.	Alta (vientos de poca intensidad).
Capacidad de planeo	Si	No
Conocimientos requeridos	Se requiere entrenamiento especializado	Se requiere entrenamiento especializado
Maniobrabilidad	Baja – Media	Alta
Características de despegue / aterrizaje	Despegue convencional, catapulta o lanzamiento manual. Requiere zona despejada para aterrizaje en barriga.	Despegue y aterrizaje vertical.
Fallo motor	Capacidad de planeo, caída y colisión controlada.	Caída y colisión directa.
Costo del sistema completo	Bajo costo: 1 – 5k \$ Gama media: 5 – 30k \$ Gama alta: +30k \$.	Bajo costo: 1 – 5k \$ Gama media: 5 – 30k \$ Gama alta: +30k \$.
Misiones más optimas	Vigilancia de alta autonomía y alcance, fotogrametría, exploración, etc.	Vigilancia de baja autonomía y alcance, fotografía, fotogrametría, exploración de lugares de difícil acceso, etc.

Tabla 2: Aplicaciones de los VANT's [15].

1. Cartografía.	6. Fotografía y filmación.
2. Seguridad.	7. Control de incendios.
3. Vigilancia fronteriza.	8. Búsqueda y rescate.
4. Agricultura.	9. Exploración de lugares de difícil acceso.
5. Exploración de terreno.	10. Otros.

Tabla 3: Ventajas y Desventajas de los VANT's de Ala Fija [14].

Ventajas	Desventajas
Cubre áreas extensas.	Necesita una zona plana para despegar y aterrizar.
Tiene estabilidad en el vuelo por su aerodinámica.	Difícilmente pueden entrar en lugares cerrados.
Es silencioso.	Su despegue es asistido por una persona de forma manual.
Realiza la tarea u misión en menor tiempo.	No pueden mantener un vuelo estático suspendido.
Puede volar a mayor altura.	Ocasionalmente se necesita un lanzador para su despegue.
Mayor tiempo de vuelo, 90 minutos en promedio	
Estructura simple	

2.2 Plataforma de un VANT

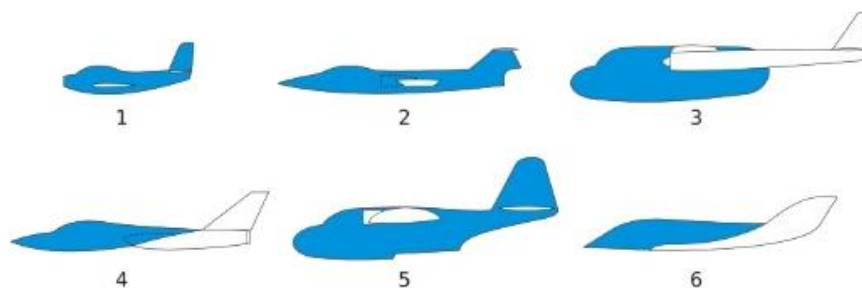
La plataforma de un VANT como tema central de investigación, se refiere exactamente a la estructura del VANT, de modo que dicha estructura está compuesto por: fuselaje, alas y superficies de control, por lo tanto, el diseño de la plataforma consiste en determinar los parámetros aerodinámicos, dimensiones geométricas de cada componente y, la selección del material para la estructura del VANT.

Fuselaje: Es el cuerpo del avión y normalmente de forma cilíndrica que sostiene los componentes electrónicos. Por tanto, debido a que el diseño de este proyecto será un avión no tripulado, el peso del fuselaje es mínimo y tendrá un diámetro necesario para contener los componentes electrónicos, tales como: motor, cámara, baterías, entre otros [6].

La importancia del fuselaje es debido a que es el cuerpo principal de la estructura del VANT, cuya función es servir de conexión estructural de las alas y estabilizadores, como también, dar cabida a los componentes electrónicos. El diseño del fuselaje, además de atender estas funciones, debe proporcionar un rendimiento aceptable, de tal manera que ofrezca la menor resistencia aerodinámica posible. Los fuselajes que ofrecen una menor resistencia aerodinámica son los de sección circular, elíptica u oval y de forma alargada y ahusada [18].

En la figura 5, se muestra los tipos de fuselaje.

Figura 5: Tipos Fuselaje [18].



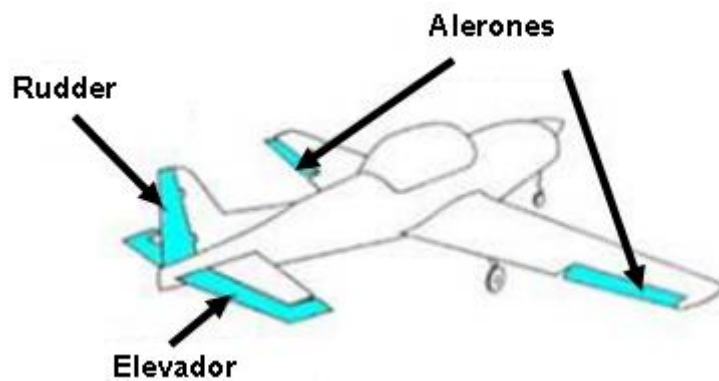
Superficies de Mando y Control: Son las superficies móviles de la aeronave que se encuentran en el borde del ala, tales como: alerones y estabilizadores [6].

La importancia de la superficie de mando y control es debido a que son las responsables de provocar el movimiento emitidas por el centro de control, de modo que estas responden al movimiento de los mandos existentes sobre cualquiera de sus ejes (transversal, longitudinal y vertical) [18].

Las superficies de mando y control del VANT están compuestas por: alerones, estabilizador horizontal y estabilizador vertical [18].

En la figura 6, se muestra las superficies de mando y control de una aeronave.

Figura 6: Superficies de Mando y Control [7].

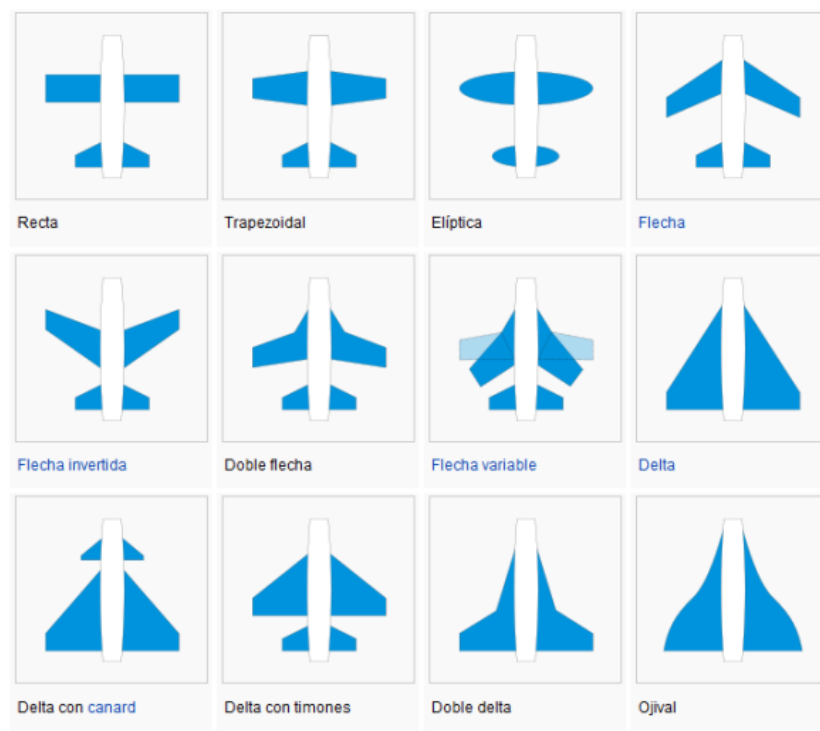


Alas: Es la parte principal del VANT debido a que en el ala se originan las fuerzas que hacen posible el vuelo. Los principales parámetros aerodinámicos a tener en cuenta para su diseño están dados por: coeficiente de sustentación (C_L), superficie alar, aspect ratio y taper ratio [6].

La importancia del ala es debido a que en ella es donde se originan las fuerzas que hacen posible el vuelo, por lo tanto, las alas son el elemento primordial de cualquier aeronave. En su diseño se tienen en cuenta numerosos aspectos, tales como: peso máximo a soportar, eficiencia aerodinámica, resistencias generadas y planeo, es decir, todos aquellos factores que proporcionen el rendimiento óptimo, para compaginar la mejor velocidad con el mayor alcance y autonomía, consumiendo la menor cantidad de combustible o energía [18].

En la figura 7, se muestra los tipos de ala fija existentes.

Figura 7: Tipos de Ala Fija [18].



2.3 Principales Fuerzas que Actúan en una Aeronave de Ala Fija

Una fuerza es una magnitud vectorial que, a su vez tiene una dirección y un sentido. Las principales fuerzas que actúan sobre una aeronave de ala fija son: sustentación, peso, empuje y resistencia.

Sustentación (Lift): La sustentación es la fuerza aerodinámica generada por un objeto sólido sumergido en un fluido (aire), es decir, es la fuerza perpendicular a la dirección del flujo (aire) que sostiene a la aeronave en el aire y es generado únicamente por las alas. La magnitud de la sustentación depende de varios factores, tales como: superficie alar, ángulo de ataque, densidad del aire y velocidad de la aeronave [7].

En la ecuación 1, se muestra la fórmula representativa para calcular la fuerza de sustentación.

$$L = \frac{1}{2} * \rho * S * V^2 * C_L \quad (1)$$

Donde:

L: Fuerza de sustentación (N).

ρ : Densidad del aire (kg/m³).

S: Superficie alar (m²).

V: Velocidad (m/s).

C_L : Coeficiente de sustentación.

Peso (Weight): Es la fuerza causada por la atracción gravitacional de la tierra sobre la aeronave, por tanto, su dirección siempre es hacia abajo; sin embargo, el peso actúa en un único punto llamado centro de gravedad, de modo que la aeronave estando en vuelo gira alrededor de su centro de gravedad, puesto que es donde se toma como referencia los ejes de movimiento de la aeronave. La magnitud del peso depende de la masa total de la aeronave, multiplicado por la gravedad de la tierra [7].

Resistencia (Drag): También conocido como arrastre, es la fuerza aerodinámica que sufre una aeronave al moverse a través del aire oponiéndose al movimiento de la aeronave, es decir, la fuerza de la resistencia es opuesta a la dirección del vuelo. No obstante, de igual modo que en la fuerza de sustentación, en la fuerza de la resistencia existen varios factores que afectan su magnitud, tales como: viscosidad del aire, velocidad de la aeronave, forma y tamaño del fuselaje y alas [7].

En la ecuación 2, se muestra la fórmula representativa para calcular la fuerza de arrastre.

$$D = \frac{1}{2} * \rho * S * V^2 * C_D \quad (2)$$

Donde:

L: Fuerza de sustentación (N).

ρ : Densidad del aire (kg/m^3).

S: Superficie alar (m^2).

V: Velocidad (m/s).

C_D : Coeficiente de arrastre.

Empuje (Trust): También conocido como tracción, es la fuerza mecánica generada por el motor y la hélice para mover la aeronave a través del aire. De modo que la dirección de la fuerza de empuje depende de la posición de los motores en la aeronave, como también, la magnitud de esta fuerza depende del sistema de propulsión empleado [7].

El movimiento de la aeronave a través del aire depende de la magnitud y dirección de las 4 fuerzas mencionadas. Por ende y estando en vuelo, si estas fuerzas se encuentran en equilibrio, es decir, la suma de estas fuerzas es 0, la aeronave vuela a velocidad constante, pero si la aeronave no está en equilibrio, es decir, que la suma de las fuerzas es diferente de 0, la aeronave acelera a la dirección donde se encuentra la mayor fuerza, por lo tanto entra en aumento o en pérdida [7].

A continuación, en la figura 8 se muestra las fuerzas ya mencionadas que actúan en una aeronave de ala fija.

Así también para mantener en equilibrio a una aeronave se debe cumplir las siguientes condiciones [7]:

Fuerza de sustentación = Peso; (Lift) = (Weight).

Fuerza de empuje = Fuerza de la resistencia; (Trust) = (Drag).

Figura 8: Fuerzas que actúan en una Aeronave de Ala Fija [19].



2.4 Ángulos de Navegación de una Aeronave de Ala Fija

La posición de la aeronave puede determinarse a partir de las coordenadas de su centro de gravedad o de cualquier otro punto conveniente, mientras que su orientación se define a partir de sus ángulos de navegación, estos son: roll, pitch y yaw, los cuales provocan los movimientos de alabeo, cabeceo y guiñada, respectivamente [12].

Para definir los ángulos de navegación, se considera como referencia un plano cartesiano tridimensional (ejes x, y, z), unido a una aeronave con el origen que coincide con el centro de gravedad de este [12].

El sentido positivo del eje "x" (longitudinal), apuntando hacia la dirección del movimiento de la aeronave, de modo que el eje "x" se ubica de manera imaginaria y pasa desde la cola hasta la punta de la nariz de la aeronave pasando por el centro de gravedad [12].

El sentido positivo del eje "z" (vertical), apuntando en dirección vertical hacia arriba, de modo que el eje "z" se ubica de manera imaginaria y atraviesa desde la parte inferior del fuselaje hasta la parte superior del mismo pasando por el centro de gravedad [12].

El sentido positivo del eje "y" (transversal), apuntando hacia el ala izquierda, de modo que el eje "y" se ubica de manera imaginaria y atraviesa desde la punta del ala derecha hacia la punta del ala izquierda pasando por el centro de gravedad [12].

Considerando la información mencionada, pueden asignarse los ángulos de navegación de la siguiente forma:

Roll (ϕ)

Es el ángulo formado entre un plano horizontal (plano “xy”, de acuerdo con la convención establecida) y las alas de la aeronave medida desde la parte positiva del eje “y”.

Se podría interpretar el roll como una rotación en sentido horario y/o antihorario de la aeronave alrededor del eje longitudinal que va desde la cola hacia la punta de la aeronave (eje x). Dicho movimiento se conoce como alabeo [12].

Pitch (θ)

Es el ángulo de inclinación que se forma entre el plano horizontal (plano “xy”) y la nariz de la aeronave medida desde la parte positiva del eje “x”. Puede interpretarse como una rotación horaria y/o antihoraria de la aeronave alrededor de un eje transversal, que es paralelo a las alas (eje “y”). Dicho movimiento se conoce como cabeceo [12].

Yaw (ψ)

Es el ángulo de inclinación existente entre el plano vertical (plano “xz”) y la nariz de la aeronave medida desde la parte positiva del eje “x”. Puede interpretarse como una rotación horaria y/o antihoraria de la aeronave alrededor de un eje vertical (eje z). Dicho movimiento se conoce como guiñada [12].

La figura 9 y 10 muestran el movimiento de cada uno de los ángulos de navegación en función de su eje respectivo.

Figura 9: Movimiento de una Aeronave en función del Ángulo de Navegación [12].

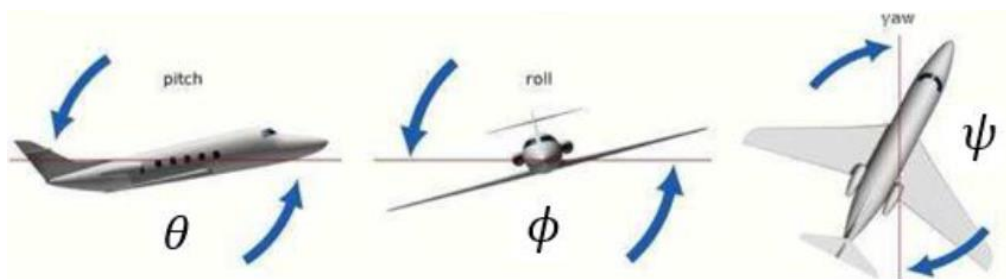
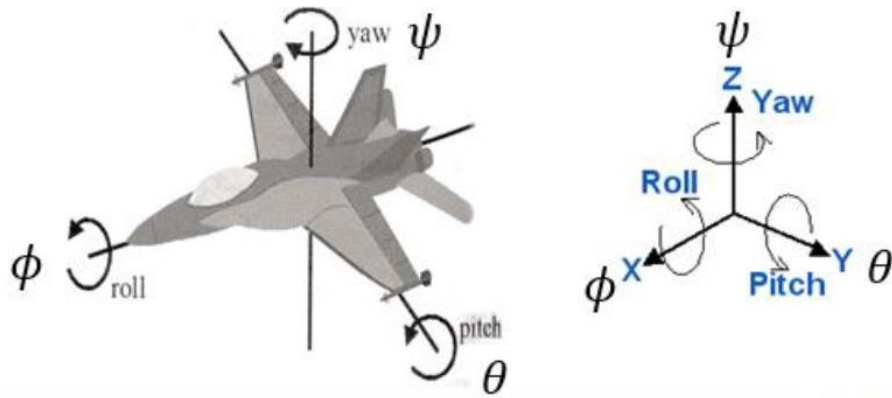


Figura 10: Ángulos de Navegación en relación con los Ejes de Movimiento [12].



Para una mejor interpretación de los ángulos de navegación, se muestra la tabla 4 en donde se identifican dichos ángulos.

Tabla 4: Ángulos de Navegación en función del Movimiento de sus Ejes [12].

Ángulo de Navegación	Eje de Rotación	Eje de Referencia	Símbolo
Roll (alabeo)	X (longitudinal)	Y	ϕ
Pitch (cabeceo)	Y (transversal)	X	θ
Yaw (guiñada)	Z (vertical)	X	ψ

2.5 Conceptos Básicos

Fluido: Que es de consistencia blanda como el agua o el aceite que fluye, corre y se adapta con facilidad, en adición a esto se le agrega que: Para líquidos además de fluir, este busca homogeneizar su propio nivel, mientras que para gases busca llenar el depósito que lo contiene [13].

Presión: Es la fuerza que ejerce un fluido en una superficie, debido a la razón de cambio de las moléculas del gas impactando o cruzando la región analizada. Esta variable usualmente es definida en un punto del fluido o en una superficie del sólido, por ello, su magnitud puede variar según el punto estudiado [9].

La fórmula de la presión está representado por la ecuación 3:

$$P = \frac{F}{A} \quad (3)$$

Donde:

P: Presión (Pa).

F: Fuerza (N).

A: Área (m²).

Densidad: se define como la cantidad de masa por unidad de volumen, además y tal como en la presión, esta propiedad puede variar según el punto analizado, de modo que cuando se presentan variaciones de la densidad a través de un campo de fluido, se determina que se está analizando un fluido compresible, de lo contrario el fluido se considera incompresible [9].

La fórmula de la densidad está expresado por la ecuación 4:

$$\rho = \frac{M}{V} \quad (4)$$

Donde:

ρ : Densidad (kg/m³).

M: Masa (kg).

V: Volumen (m³).

Temperatura: La Temperatura de un gas es directamente proporcional al promedio de la energía cinética de las moléculas de un fluido. En consecuencia, existe un incremento en la temperatura que eleva la energía cinética de las moléculas; por ende, la energía interna del sistema es más alta [9].

Viscosidad: Es la oposición que presenta el fluido ante la aplicación de esfuerzos cortantes. No obstante, el aire pese a tener valores pequeños de viscosidad puede intervenir notablemente en las características del medio que rodea a los cuerpos analizados [9].

Número de Reynolds: Es un número adimensional que relaciona las fuerzas inerciales con las fuerzas viscosas en el movimiento de los fluidos, de modo que su valor se traduce en característica del fluido y es sumamente apreciado en análisis de modelos y comparación de flujo. Como ilustración, un flujo con un número de Reynolds alrededor de 100 000 (típico en el movimiento de una aeronave pequeña), expresa que las fuerzas viscosas son 100 000 veces menores que las fuerzas inerciales, por lo tanto, aquellas pueden ser ignoradas [9].

La fórmula del Número de Reynolds, está expresado por la ecuación 5:

$$Re = \frac{\rho * v * L}{\mu} \quad (5)$$

Donde:

ρ : Densidad (kg/m³).

V : Velocidad (m/s).

L : Longitud característica (m).

μ : Viscosidad dinámica (Pa-s).

Número MACH: Al igual que el número de Reynolds, el número Mach es también un coeficiente adimensional que relaciona la velocidad de flujo de cualquier objeto con la velocidad del sonido, de modo que su valor es un parámetro fundamental en la determinación de las características sónicas del fluido; por ende, en la ecuación 6 se puede observar claramente, que cuando este número es igual a 1 el fluido analizado (aire), se mueve con la misma velocidad del sonido (341 m/s aproximadamente), a condiciones atmosféricas estándares [9].

$$M_A = \frac{V}{V_s} \quad (6)$$

Donde:

M_A : Número Match.

V : Velocidad de la aeronave (m/s).

V_s : Velocidad del sonido (m/s).

2.6 Aerodinámica

Es la rama de la mecánica de fluidos que estudia el movimiento de los gases, fuerzas o reacciones a los que están sometidos los cuerpos. El objetivo principal de la aerodinámica es realizar el estudio de los efectos que se originan de la interacción entre un cuerpo y el aire, de modo que las partículas de aire se alteran por la presencia del objeto generando una diferencial de presión y velocidad sobre dicho objeto, dando así como resultado la fuerza de sustentación y fuerza de arrastre [20].

2.6.1 Fuerzas y Momentos Aerodinámicos

Un momento de fuerza o torque, es la capacidad de una fuerza aplicada a una distancia determinada para producir la rotación de un cuerpo alrededor de un punto, de modo que dicho momento depende directamente de la fuerza aplicada y de la distancia del brazo en el que se aplica dicha fuerza, tal como se muestra y representa en la ecuación 7:

$$\mathbf{M} = \mathbf{F} * \mathbf{D} \quad (7)$$

Donde:

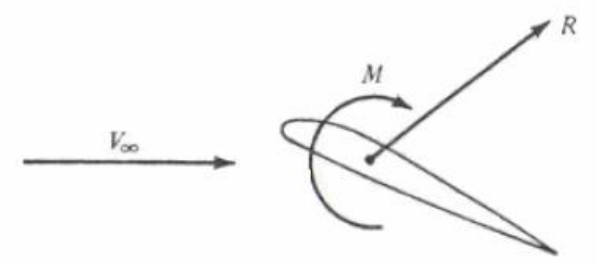
M: Momento (N.m).

F: Fuerza aplicada (N).

D: Distancia (m).

Las fuerzas y momentos aerodinámicos presentes en cualquier cuerpo moviéndose a través de un fluido, son originados por la distribución de presiones y distribución de los esfuerzos normales y tangenciales sobre su superficie. Cuando el cuerpo lleva una orientación determinada como en el caso de los perfiles, se presentan diferentes condiciones de fuerzas y momentos resultantes [9], como lo muestra la Figura 11.

Figura 11: Fuerzas y Momentos Aerodinámicos [21].



Donde:

M: momento.

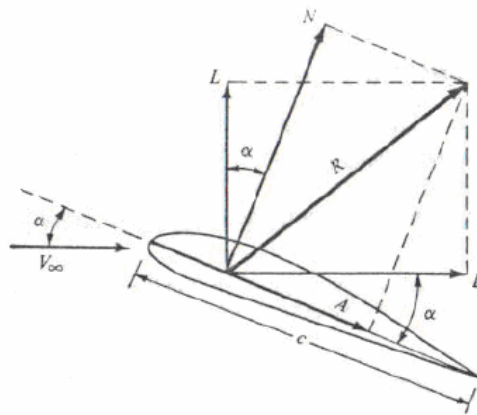
R: fuerza resultante.

V_{∞} : velocidad del viento relativo.

De la Figura 11, se puede deducir las dos fuerzas aerodinámicas principales, estos son: la fuerza de sustentación, que es la componente de la fuerza resultante y perpendicular a la dirección de la velocidad del aire que incide sobre el cuerpo y la fuerza de arrastre que es la componente de la fuerza resultante y paralela a la dirección de la velocidad del aire.

Todas las consecuencias que deja el paso del aire a través de un cuerpo, se reflejan en la generación de fuerzas y momentos que son objeto de estudio para la ciencia aerodinámica [9].

Figura 12: Fuerzas principales en un Perfil [21].



Donde:

L: Sustentación (N).

D: Resistencia aerodinámica (N).

R: Fuerza resultante (N).

N: Fuerza normal (N).

α : Ángulo de ataque.

C: Cuerda (m).

Como se aprecia en la figura 12, las formas más comunes en las que se descompone la fuerza resultante son:

N es la fuerza Normal, perpendicular a la cuerda del perfil y A es la fuerza Axial, paralela a la cuerda.

L es la sustentación, fuerza perpendicular a la dirección del viento relativo, y D es la resistencia aerodinámica, paralela a la dirección del viento relativo [21].

La relación entre estas fuerzas se muestra en las ecuaciones 8 y 9.

$$N = L * \cos\alpha + D * \sin\alpha \quad (8)$$

$$A = -L * \sin\alpha + D * \cos\alpha \quad (9)$$

2.7 Perfil Alar

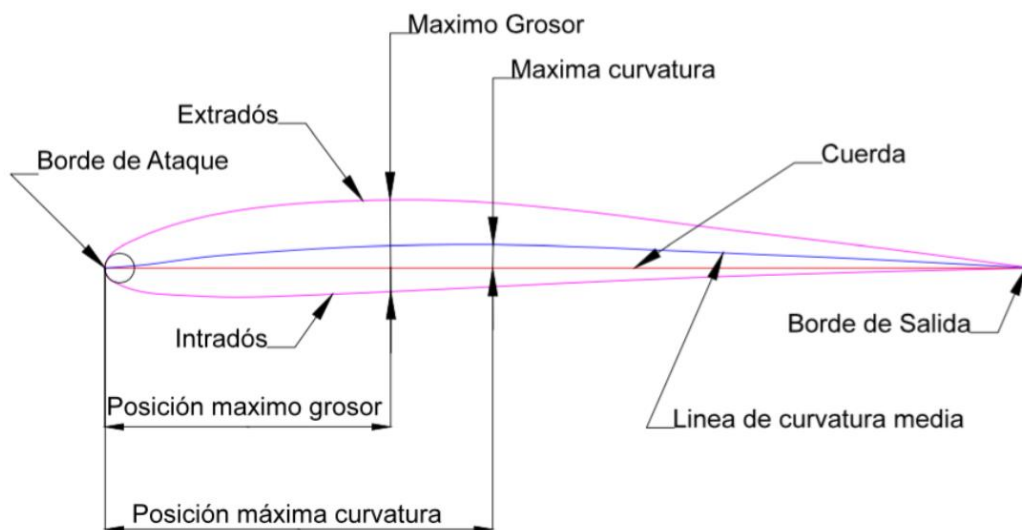
En aeronáutica se denomina perfil alar, perfil aerodinámico o simplemente perfil, a un contorno de forma curvada que al desplazarse a través del aire, es capaz de crear a su alrededor una distribución de presiones, de modo que genere sustentación propia [11].

El perfil aerodinámico al sufrir una diferencia de velocidad relativa con el aire que lo rodea, produce una fuerza sobre este, ya sea en sentido ascendente (ala de un avión), o en sentido descendente (alerón de un coche). La principal fuerza que proporciona un perfil aerodinámico es la sustentación, es decir, una fuerza en sentido perpendicular al avance. Esta fuerza viene acompañada de otra fuerza no deseada, la resistencia aerodinámica [11].

2.7.1 Partes de un Perfil Aerodinámico

Las partes de un perfil aerodinámico se muestran en la Figura 13:

Figura 13: Partes de un Perfil Aerodinámico [11].



Donde:

Superficie de presión: Superficie inferior del perfil (Intradós).

Superficie de succión: Superficie superior del perfil (Extradós).

Borde de ataque: Parte del perfil que primero entra en contacto con el aire.

Borde de salida: Última parte del perfil que entra en contacto con el aire.

Cuerda: Línea imaginaria que conecta el borde de ataque con el borde de salida.

Curvatura media: Línea imaginaria entre el Intradós y Extradós.

Máximo Grosor: Grosor del perfil, puede medirse en perpendicular a la cuerda, o perpendicular a la curvatura.

Ángulo de ataque: Ángulo formado entre la cuerda y el aire incidente.

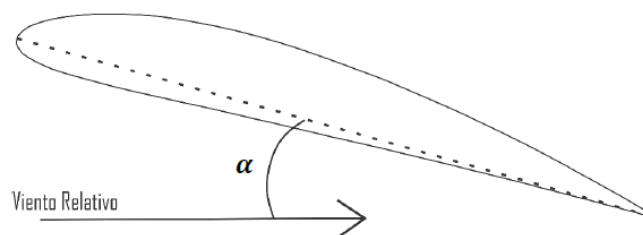
Otros puntos geométricos importantes a la hora de tratar con perfiles aerodinámicos son:

Centro de presiones: Porción de la cuerda donde la concentración de la fuerza de sustentación es mayor.

2.7.2 Ángulo de Ataque

El ángulo de ataque es definido como el ángulo que se forma entre la cuerda del perfil y la dirección del viento relativo [13], tal como se muestra en la Figura 14:

Figura 14: Ángulo de Ataque (α) [13].



2.8 Aspect Ratio (Alargamiento Alar)

Es la relación de la envergadura del ala con la superficie del mismo. La fórmula del alargamiento alar se encuentra representado por la ecuación 10 [13].

$$AR = \frac{b^2}{S} \quad (10)$$

Donde:

AR: Aspect Ratio.

b: Envergadura del ala (m²).

S: Área o superficie del ala (m²).

2.9 Taper Ratio (Estrechamiento Alar o Relación de Cuerdas)

Es la relación de la cuerda de raíz del ala con la cuerda de punta del mismo. La fórmula del estrechamiento alar se encuentra representado por la ecuación 11 [13].

$$TR = \frac{\lambda_p}{\lambda_r} \quad (11)$$

Donde:

TR: Taper Ratio.

λ_p : Cuerda de punta (m).

λ_r : Cuerda de la raíz (m).

2.10 Coeficientes Aerodinámicos

Los coeficientes aerodinámicos son parámetros adimensionales que dependen directamente de la forma geométrica del perfil, de modo que con estos coeficientes se puede saber el comportamiento de las variables aerodinámicas de un cuerpo sumergido en un fluido o gas [13]. Los coeficientes aerodinámicos son:

Coeficiente de Sustentación (C_L): Es el encargado de relacionar la fuerza de sustentación con la forma del cuerpo y las propiedades del fluido [9]. La fórmula del coeficiente de sustentación se encuentra representado por la ecuación 12.

$$C_L = \frac{2 * L}{\rho * V^2 * S} \quad (12)$$

Donde:

L: Fuerza de sustentación (N).

ρ : Densidad del aire (kg/m³).

V: Velocidad del fluido (m/s).

S: Superficie alar (m²).

Coeficiente de Resistencia (C_D): Es el encargado de relacionar la fuerza de arrastre con la forma del ala y las propiedades del fluido [9]. La fórmula del coeficiente de resistencia se encuentra representado por la ecuación 13.

$$C_D = \frac{2 * R}{\rho * V^2 * S} \quad (13)$$

Donde:

R: Fuerza de arrastre o resistencia (N).

ρ : Densidad del aire (kg/m³).

V: Velocidad del fluido (m/s).

S: Superficie alar (m²).

Coeficiente de Momento (C_m): Es el encargado de relacionar el momento de giro con respecto a un punto determinado. Para el análisis aeronáutico dicho punto se escoge generalmente a ¼ de la cuerda medida desde el borde de ataque [9]. La fórmula del coeficiente de momento se encuentra representado por la ecuación 14.

$$C_m = \frac{2 * M}{\rho * V^2 * S * C} \quad (14)$$

Donde:

M: Momento (N.m).

ρ : Densidad del aire (kg/m³).

V: Velocidad del fluido (m/s).

S: Superficie alar (m²).

C: Cuerda del perfil (m).

2.11 Ángulo Diedro

Es el ángulo de elevación formado por las alas respecto al eje transversal, el cual se puede tomar desde el fuselaje o desde una porción del ala, con la finalidad de aumentar la estabilidad del avión [22].

2.12 Dimensionamiento del Fuselaje

Las dimensiones del fuselaje depende directamente de la distribución y cantidad de peso que se desee llevar a bordo, de manera que una vez determinado los parámetros se logra realizar un correcto dimensionamiento [22, p. 109].

Así también, para cada tipo de aeronave existe una relación entre la longitud del fuselaje con su peso total. Esta relación se determina mediante la ecuación 15, que se muestra a continuación [22, p. 110].

$$L_F = a * w_0^c \quad (15)$$

Donde:

L_F : Longitud del fuselaje (m).

W_0 : Peso total de la aeronave (kg).

a y c: Valores que se obtienen de una tabla.

2.13 Dimensionamiento de los Estabilizadores

El área de los estabilizadores es directamente proporcional al área del ala, el cual varía considerablemente por cada tipo de aeronave, de modo que para su cálculo existe 2 fórmulas, los cuales se muestran en las ecuaciones 16 y 17 [22, p. 112].

$$S_h = \frac{C_{ht} * CAM * S}{L_b} \quad (16)$$

Donde:

S_h : Área del estabilizador horizontal (m²).

S : Área del ala (m²).

L_b : Longitud del brazo de momento (m).

CMA : Cuerda media aerodinámica del ala (m).

C_{ht} : Valor que se obtiene de una tabla.

$$S_v = \frac{C_{vt} * b * S}{L_b} \quad (17)$$

Donde:

S_v : Área del estabilizador vertical (m²).

S : Área del ala (m²).

L_b : Longitud del brazo de momento (m).

b : Envergadura del ala (m).

C_{vt} : Valor que se obtiene de una tabla.

Así también, para calcular la envergadura y cuerda de los estabilizadores, las fórmulas están representadas por las ecuaciones 18, 19, 20, 21, 22 y 23 [22, p. 139].

$$b_h = \sqrt{A_h * S_h} \quad (18)$$

Donde:

b_h : Envergadura del estabilizador horizontal (m).

A_h : Alargamiento del estabilizador horizontal.

S_h : Área o superficie del estabilizador horizontal (m²).

$$b_v = \sqrt{A_v * S_v} \quad (19)$$

Donde:

b_v : Envergadura del estabilizador vertical (m).

A_v : Alargamiento del estabilizador vertical.

S_v : Área o superficie del estabilizador vertical (m²).

$$C_{rh} = \frac{2 * S_h}{b_h(1 + \lambda_h)} \quad (20)$$

Donde:

C_{rh} : Cuerda de raíz del estabilizador horizontal (m).

b_h : Envergadura del estabilizador horizontal (m).

S_h : Superficie del estabilizador horizontal (m²).

λ_h : Relación de cuerdas del estabilizador horizontal.

$$C_{th} = \lambda_h * C_{rh} \quad (21)$$

Donde:

C_{th} : Cuerda de punta del estabilizador horizontal (m).

C_{rh} : Cuerda de raíz del estabilizador horizontal (m).

λ_h : Relación de cuerdas del estabilizador horizontal.

$$C_{rv} = \frac{2 * S_v}{b_v(1 + \lambda_v)} \quad (22)$$

Donde:

C_{rv} : Cuerda de raíz del estabilizador vertical (m).

b_v : Envergadura del estabilizador vertical (m).

S_v : Superficie del estabilizador vertical (m²).

λ_v : Relación de cuerdas del estabilizador vertical.

$$C_{tv} = \lambda_v * C_{rv} \quad (23)$$

Donde:

C_{tv} : Cuerda de punta del estabilizador vertical (m).

C_{rv} : Cuerda de raíz del estabilizador vertical (m).

λ_v : Relación de cuerdas del estabilizador vertical.

2.14 Carga Alar

La carga alar es un parámetro e indicador aerodinámico, que se utiliza para calcular la carga u esfuerzo que está soportando el ala de una aeronave. Así también, la carga alar está representado por la ecuación 24 [22, pp. 84-85]:

$$P = \frac{W}{S} \quad (24)$$

Donde:

W : Peso máximo de la aeronave (N).

S : Superficie alar (m²).

P : Carga alar (Pa).

2.15 Velocidad Máxima

Es la mayor velocidad que puede alcanzar una aeronave en vuelo horizontal, es decir, al 100% de empuje de los motores. La velocidad máxima está representado por la ecuación 25 [21, p. 47]:

$$V_{\text{máx}} = \sqrt{\frac{2 * T_{\text{máx}}}{\rho * S * C_D}} \quad (25)$$

Donde:

$T_{\text{máx}}$: Empuje máximo (N).

ρ : Densidad del aire (kg/m^3).

S : Superficie de planta (m^2).

C_D : Coeficiente de arrastre.

2.16 Velocidad de Rotación

Es la velocidad determinada y utilizada para producir el momento de pitch (levantamiento de la nariz de la aeronave), mediante el elevador finalizando la carrera de despegue [21, p. 47]. En aeromodelismo para configuraciones de VANT's sin flaps ni slats, esta velocidad ocurre pocos segundos antes del despegue del aeromodelo y, cuando la potencia del motor alcanza el 100% de su aceleración tomando una trayectoria horizontal, por lo tanto, la velocidad de rotación equivale a la velocidad máxima en crucero; sin embargo, dicha velocidad aplica únicamente para VANT's con trenes de aterrizaje, de lo contrario, este parámetro no se presenta en ninguna fase de vuelo. La velocidad de rotación para VANT's está representado por la ecuación 26:

$$V_r = V_{\text{máx}} \quad (26)$$

Donde:

V_r : velocidad de rotación (m/s).

$V_{m\acute{a}x}$: velocidad máxima (m/s).

2.17 Velocidad de Entrada en Pérdida

La velocidad de entrada en pérdida o simplemente velocidad de pérdida, es utilizada durante el segundo descenso de la aeronave a bajas alturas con la finalidad de tener un aterrizaje seguro. Esto ocurre cuando la aeronave después disminuir su velocidad para descender a una altura determinada, disminuye aún más su velocidad, pero a su vez, aumenta su ángulo de ataque, de tal manera que no pierde sustentación de manera brusca, de modo que pueda mantener la sustentación hasta llegar a un ángulo de ataque determinado o máximo, por consiguiente e iniciada la velocidad de pérdida, la aeronave pierde sustentación disminuyendo poco a poco la velocidad hasta el aterrizaje. La velocidad de entrada en pérdida para el inicio del descenso viene expresado por la ecuación 27 [21, p. 47]:

$$V_{stall} = \sqrt{\frac{2 * W}{\rho * S * C_{L,m\acute{a}x}}} \quad (27)$$

Donde:

V_{stall} : velocidad de entrada en pérdida (m/s).

W : peso máximo (N).

S : superficie de plata (m^2).

$C_{L,m\acute{a}x}$: coeficiente de sustentación máxima.

2.18 Eficiencia Aerodinámica

Es un parámetro aerodinámico que se utiliza como indicador de la fuerza de sustentación, que produce una aeronave con relación al arrastre producido, es decir, cuantas veces la fuerza de arrastre es capaz de sustentar un determinado modelo de avión. Así también, que tan eficiente es un modelo de avión específico en comparación de otros. La eficiencia aerodinámica viene expresado por la ecuación 28 [21, p. 49]:

$$E = \frac{L}{D} \quad (28)$$

Donde:

E: Eficiencia aerodinámica.

L: Fuerza de sustentación (N).

D: Fuerza de arrastre (N).

2.19 Viraje

El viraje es la maniobra utilizada para cambiar la dirección de vuelo de una aeronave, de modo que para mantener un viraje equilibrado se requiere de un determinado ángulo de banqueo, dando como resultado un radio de viraje. Así también, los virajes tienen relación con el factor de carga, el cual indica cuantas veces su propio peso está sustentando una aeronave, durante un viraje y/o durante un vuelo horizontal a diferentes velocidades, así mismo, cuantas veces su propio peso puede sustentar una aeronave sin presentar problemas estructurales. El ángulo de banqueo, el factor de carga y el radio de viraje están expresados por las ecuaciones 29, 30 y 31 respectivamente [23, pp. 33,35], [24].

$$\theta_b = \frac{V_v}{10} + 7 \quad (29)$$

Donde:

θ_b : Ángulo de banqueo.

V_v : Velocidad de viraje en nudos (kts).

$$n = \frac{L_c}{W} \quad (30)$$

Donde:

n: Factor de carga (G).

L_c : Fuerza de sustentación crítica (N).

W: Peso (N).

$$R_v = \frac{V_v^2}{9,81 * \tan(\theta_b)} \quad (31)$$

Donde:

R_v : Radio de viraje (m).

V_v : Velocidad de viraje (m/s).

θ_b : Ángulo de banqueo.

2.20 Materiales Compuestos

Los materiales compuestos o también conocidos como “Composite”, son aquellos materiales que se forman por la mezcla de 2 o más materiales de diferentes características, con la finalidad de obtener un compuesto con mejores propiedades mecánicas y químicas [25].

2.20.1 Regla de Mezclas

Es la regla utilizada para calcular el módulo de elasticidad, módulo de rigidez, esfuerzos o resistencias y densidad equivalente de un material compuesto, de tal modo que esta regla relaciona directamente la elasticidad, rigidez, resistencia y/o densidad de cada material a mezclar (componente matriz y componente de fibra), con la fracción volumétrica que representa cada componente de la mezcla, a su vez, la fracción volumétrica representa el volumen de cada material expresado en su fracción porcentual, de modo que la suma de estas fracciones volumétricas dan como resultado el 100% del volumen del Composite.

La regla de mezclas para calcular la resistencia a los esfuerzos y el volumen del material compuesto, están representados por las ecuaciones 32 y 33 respectivamente [26, p. 551]:

$$\sigma_C = \sigma_F * FV_F + \sigma_M * FV_M \quad (32)$$

Donde:

σ_C : Resistencia del Composite (Pa).

σ_F : Resistencia de la fibra (Pa).

FV_F : Fracción volumétrica de la fibra (%).

σ_M : Resistencia de la matriz (Pa).

FV_M : Fracción volumétrica de la matriz (%).

$$V_C = V_F + V_M = 100\% \quad (33)$$

Donde:

V_C : Volumen del compuesto (kg/m³).

V_F : Volumen de la fibra (kg/m³).

V_M : Volumen de la matriz (kg/m³).

2.21 Cargas y Esfuerzos presentes en una Aeronave

Los principales esfuerzos que existen son: esfuerzo de tracción, esfuerzo de compresión y esfuerzo cortante, de modo que dichos esfuerzos se denominan esfuerzos básicos; sin embargo, una aeronave durante el vuelo experimenta el esfuerzo de flexión y esfuerzo de torsión, los cuales se denominan esfuerzos combinados, es decir, el esfuerzo de flexión es la combinación del esfuerzo de tracción y compresión, mientras que el esfuerzo de torsión, son esfuerzos cortantes tangenciales [22, pp. 349-350].

El componente principal en sufrir el mayor daño estructural durante el vuelo es el ala, debido a que es el responsable en generar la fuerza sustentación, vencer al peso máximo de la aeronave y mantenerlo en el aire, así también, durante el vuelo el comportamiento del ala es semejante a una viga con carga distribuida, por lo tanto, utilizando el criterio de vigas con cargas distribuidas se logra obtener una aproximación de los esfuerzos máximos [22, p. 382].

Así mismo, la carga máxima que puede soportar el ala depende de la resistencia del material y de sus dimensiones (CMA, envergadura y espesor del perfil). Por el cual una manera viable de obtener una aproximación de dicha carga máxima, es mediante la teoría de “flexión en 3 puntos”. Los esfuerzos y cargas presentes durante el vuelo de una aeronave vienen representados por las ecuaciones 34, 35, 36, 37, 38, 39 y 40 [22, pp. 373,383-384,389], [27, p. 67], [28, p. 127]:

$$\sigma_{TyC} = \frac{F}{A} \quad (34)$$

Donde:

σ_{TyC} : Esfuerzo de tensión y compresión (Pa).

F: Fuerza aplicada (N).

A: Área de la sección transversal (m²).

$$\sigma_F = \frac{M * C}{I} \quad (35)$$

Donde:

σ_F : Esfuerzo de flexión (Pa).

M: Momento flector (N.m).

C: Distancia del centroide al extremo (m).

I: Momento de inercia (m⁴).

$$\sigma_C = \frac{V * Q}{I * B} \quad (36)$$

Donde:

σ_C : Esfuerzo cortante (Pa).

V: Fuerza de corte (N).

I: Momento de inercia (m⁴).

B: Espesor de base (m).

$$\sigma_T = \frac{F * D}{\alpha * B * t^2} \quad (37)$$

Donde:

σ_T : Esfuerzo de torsión (Pa).

F: Fuerza aplicada (N).

D: Distancia del torque (m).

B: distancia de la base o CMA (m).

t: Espesor del perfil (m).

$$I = \frac{B * h^3}{12} + A * (y)^2 \quad (38)$$

Donde:

I: Momento de inercia del rectángulo (m⁴).

B: Distancia de la base o CMA (m).

h: Altura del perfil (m).

A: Área del perfil (m²).

y: Distancia entre el C.G con C.G' (m).

$$I = \frac{B * t^3}{36} + A * (y)^2 \quad (39)$$

Donde:

I: Momento de inercia del rectángulo (m⁴).

B: Distancia de la base o CMA (m).

h: Altura del perfil (m).

y: Distancia entre el C.G con C.G' (m).

$$\sigma_{m\acute{a}x} = \frac{3 * F_{m\acute{a}x} * L}{2 * B * t^2} \quad (40)$$

Donde:

$\sigma_{m\acute{a}x}$: Resistencia máxima del componente (Pa).

$F_{m\acute{a}x}$: Fuerza máxima aplicada (N).

B: Distancia de la base o CMA (m).

t: Espesor del perfil (m).

L: Longitud de cuerpo o envergadura (m).

2.22 Esfuerzo equivalente de Von Mises

Es el esfuerzo equivalente representativo producto de la combinación de los esfuerzos normales con los esfuerzos tangenciales que actúan en un mismo sólido, de modo que el esfuerzo normal es el resultado de la suma de los esfuerzos de tensión, compresión y de flexión, mientras que el esfuerzo tangencial, es la suma de los esfuerzos cortantes con los esfuerzos de torsión. El esfuerzo equivalente de Von Mises viene expresado por la ecuación 41 [29, p. 65]:

$$\sigma_{VM} = \sqrt{\sigma_N^2 + 3 * \sigma_T^2} \quad (41)$$

Donde:

σ_{VM} : Esfuerzo de Von Mises (Pa).

σ_N : Esfuerzos Normales (Pa).

σ_T : Esfuerzos Tangenciales (Pa).

2.23 Sistema de Videovigilancia

Los sistemas de videovigilancia tienen la finalidad de proporcionar al usuario, un control del área que desee monitorear y observar, lo que está ocurriendo en tiempo real o de manera remota a través del internet [10].

Los sistemas de videovigilancia, consisten en el uso de dispositivos de vídeo que graban en formato digital y pueden ser vistas por medio de un ordenador (computadora, celular, tablet, etc.), además de que son variados y en muchos casos muy sencillos de utilizar, mediante aplicaciones o como un vídeo doméstico que se genera a partir de la grabación de las imágenes, de modo que las cámaras captan la imagen en un entorno determinado

o un sitio específico, como también, la de controlar las diferentes áreas teniendo una visión global y sin movilización.

Para un vehículo aéreo no tripulado, el sistema de videovigilancia es controlado de forma remota y/o en tiempo real, de modo que el operador del VANT tendrá mayor panorama de un área determinado, debido a que el VANT no permanece estático, más bien, el VANT se mueve a una altura y velocidad considerable. En consecuencia, el VANT tiene la capacidad de enfocar diferentes ángulos obteniendo diferentes imágenes de alta resolución [10].

2.24 Métodos de Operación de un VANT

Solo existen 4 métodos de operación o mejor dicho 4 formas de pilotear un VANT, aunque también hay otros métodos de pilotear un VANT, pero son combinación de estas y no añaden ninguna nueva característica [14].

Modo Manual

En este modo, el piloto es el único responsable del movimiento del VANT que actúa sobre el emisor o radiocontrol, añadiendo mayor o menor potencia a los motores, controlando así, los diferentes sensores, dispositivos y dirigiendo el lado que se desee llevar al VANT respetando el radio permitido. Los VANT's que operan en este modo suelen ser aeronaves de baja gama; por ello, su costo es reducido en comparación con el resto de VANT's que operan con otros modos de pilotaje [14].

Modo Asistido

El funcionamiento es similar al modo manual, pero con la diferencia que el piloto no actúa sobre la potencia de los motores ni dirige la dirección del VANT, más bien, es controlado por un ordenador que hace de radiocontrol mediante el piloto automático que transforma las señales recibidas en acciones sobre las superficies de control y de potencia [14].

Modo Automático

En este modo el plan de vuelo es establecido previamente por el piloto del VANT, es decir, el piloto realiza un recorrido previo al vuelo por donde ha de recorrer la aeronave. Para

esto, el VANT cuenta con un piloto automático, que ejecuta paso a paso el plan de vuelo realizando de forma automática las acciones requeridas en cada momento, aun así, el operador tiene la posibilidad de tomar el control del VANT en todo momento que desee, pudiendo modificar el recorrido durante el vuelo para poder realizar maniobras específicas. Este modo le permite al piloto del VANT, cambiar en cualquier circunstancia a cualquier modo de pilotaje mencionados anteriormente [14].

Modo Autónomo

Es similar al modo automático, de manera que una vez el VANT haya iniciado el vuelo, la aeronave realiza de forma autónoma todo el plan de vuelo, sin requerir la intervención del piloto e incluso en los casos de emergencia, es decir, el VANT podrá realizar una misión completa sin la ayuda de un piloto evitando los obstáculos que se puedan encontrar [14].

2.25 Tipos de Materiales para la Plataforma (Estructura) de un VANT de ala fija

Los materiales para la construcción de la plataforma o mejor conocido como la estructura del VANT, debe ser capaz de soportar una determinada carga sin sufrir deformaciones ni vibraciones, de lo contrario, la estabilidad del VANT se verá afectada y algún componente puede sufrir daños. Así también, se recomienda que sea ligero para reducir el consumo de energía, a su vez, debe ser resistente a golpes y caídas [4].

Dependiendo de la finalidad de uso que se tenga, los principales materiales que predominan en aeromodelismo son:

Polipropileno Expandido (PPE): Mejor conocido como corcho. Es un material económico, aunque un poco pesado en comparación a otros materiales, aun así, puede verse en VANT's de ala fija de bajo costo; como también, en algún multirrotor casero [4].

Poliestireno Expandido (EPS): Mejor conocido como tecnopor. Es un material muy ligero, económico, fácil de conseguir y comúnmente utilizado en VANT's de ala fija, debido a su facilidad de corte y construcción [4].

Madera Balsa: No muy estético, pero para un VANT es un material muy barato y fácil de reponer, así también, no es muy pesado, no presenta vibraciones y soporta bien las fuerzas de torsión. Este material es el ideal para quienes necesitan un VANT resistente [4].

Plástico y Fibra de Vidrio: Son baratos y resisten a algunos golpes, aunque para VANT's de gran tamaño, no se usan debido a que no soportan grandes fuerzas de flexión y torsión [4].

Aluminio: Con un peso un poco elevado, pero muy resistente, además casi no produce vibraciones. Este material tiene la característica de no quebrarse ni partirse con facilidad, pero si puede deformarse [4].

Fibra de Carbono: Material muy usado y recomendado por aeromodelistas, debido a que es muy ligero y resistente, aunque muy costoso. Su desventaja de este material es que al ser conductiva puede interferir con las ondas de radiofrecuencia (RF) [4].

2.26 Carga Útil

En aeromodelismo la carga útil o conocida del inglés como payload, es la cantidad de peso que puede llevar el VANT sin contar el peso de los motores y la plataforma, de modo que la carga útil está únicamente enfocada en el peso de todos los componentes electrónicos, que van instalados o montados en la plataforma, sin considerar el peso de los motores. Además, cuanta más carga útil lleve un VANT menor será su autonomía [5].

2.27 Definición de los Componentes (Aviónica) que se emplean en un VANT

Motor: Es un componente sistemático de un vehículo que se utiliza para su propulsión, mediante la generación de una fuerza de empuje [30].

Existen 2 tipos de motores utilizados en aeromodelismo, estos son:

Motor Eléctrico: Es un dispositivo que convierte la energía eléctrica en energía mecánica por medio de la acción de los campos magnéticos generados en sus bobinas [30].

Motor de Combustión Interna: Mejor conocidos como motor a pistón o motor de émbolo, son motores térmicos donde los gases que se generan durante el proceso de la

combustión, empujan a un pistón desplazándolo dentro de un cilindro haciendo girar un cigüeñal, obteniendo un movimiento alternativo para finalmente hacer girar la hélice y generar la fuerza de empuje [30].

Piloto Automático: También llamado autopiloto, es un sistema utilizado para guiar y estabilizar el vuelo de una aeronave sin la intervención del piloto u operador, tomando el control total de la aeronave y almacenando información del vuelo.

Existen 3 tipos de piloto automático utilizados en la aeronáutica en general, estos son: mecánico, hidráulico y eléctrico [31]. Aun así, en el mundo del aeromodelismo y para efectos de este proyecto, al momento de seleccionar este componente, únicamente se utiliza el piloto automático eléctrico.

Batería: Las baterías o acumulador eléctrico, son dispositivos que almacenan energía eléctrica en forma química, de modo que al momento de ser conectada a otros dispositivos, esta energía es liberada como corriente continua y así, alimentar a todo un sistema para su funcionamiento [32].

De forma general, existen 5 tipos de baterías, estos son:

Baterías Alcalinas: Mejor conocido como pilas, son baterías muy estables, desechables y de corta vida. Como electrolito emplean el zinc con hidróxido de potasio y dióxido de magnesio para provocar la reacción química y convertirla en energía eléctrica [32].

Baterías de Ácido-Plomo: son baterías comúnmente utilizados en automóviles y motocicletas, así también, son recargables debido a que poseen 2 electrodos de plomo llamados: ánodo y cátodo [32].

Baterías de Níquel: Son las primeras baterías que se fabricaron en el mundo, a su vez son muy económicas, pero poseen un mal rendimiento, por consiguiente, con el tiempo se dio origen a otras baterías derivadas de este, los cuales son: Batería níquel-hierro, batería níquel-cadmio y batería níquel-hidruro [32].

Baterías de Iones de Litio (LI-ION): Son el tipo de baterías más utilizados en aparatos portátiles, tales como: celulares y otros artefactos electrónicos, así también, son pequeños,

de bajo peso y tienen una gran densidad energética y un buen rendimiento, pero con un tiempo de vida máximo de 3 años, debido a que sus elementos internos son inflamables y al sobrecalentarse pueden llegar a explotar [32].

Baterías de Polímero de Litio (LIPO): Derivados de la batería de litio; por ello, presentan buena densidad energética y buena tasa de descarga, pero con la desventaja de que este tipo de baterías pueden quedar inutilizables al perder la carga por debajo de los 3 voltios [32].

Servomotor: Es un dispositivo que permite controlar la posición de un eje, de manera que puede permanecer fijo en una sola posición, así también, puede moverse hasta un determinado ángulo [33].

Existen varios tipos de servomotores, de modo que su clasificación es por el tipo de uso, pues son los que están disponibles en el mercado, estos son: servos industriales, servos para impresoras, servos para máquinas CNC, servos para modelismo.

Para efectos de este proyecto, interesan únicamente los servomotores de modelismo [33].

Servomotor de Modelismo: Es un tipo de motor especial debido a que en su interior lleva un motor DC común y corriente; por ello, son eléctricos y operan a bajo voltaje. Este tipo de servos son utilizados para la robótica, automodelismo, aeromodelismo, etc. [33].

Controlador de Velocidad: De las siglas en inglés ESC (Electronic Speed Controller), también llamado variador de velocidad, es un dispositivo que se utiliza para controlar o variar (acelera y desacelera) la velocidad de rotación de un motor. En el mercado existe 3 tipos de controladores de velocidad, estos son: Mecánicos, hidráulicos y eléctricos.

Para efectos de este proyecto, interesa únicamente el controlador de velocidad eléctrico, debido a que es el que se utiliza en aeromodelismo [34].

Hélice: Es un dispositivo mecánico formado por un conjunto de elementos llamados palas o álabes. Estos van montados en un eje, de manera que al girar realizando un movimiento rotativo, provocan un chorro de flujo y genera una fuerza que va en dirección contraria a la dirección del flujo.

Existen varios tipos de hélices, por tanto, depende del tipo de aplicación que este tenga, de modo que estas hélices se puede clasificar como: hélice para buques, hélice para ventiladores, hélice para aeronaves. Puesto que este proyecto se enfoca más en la aeronáutica, únicamente se clasifican las hélices para aeronaves [35].

Dentro de las hélices para aeronaves se encuentran: hélices para aviones, hélices para helicópteros y hélices para VANT's, pero para efectos de este proyecto, únicamente interesan las hélices para VANT's [35].

Hélice para VANT'S: Estas hélices al girar a altas revoluciones provocan un chorro de aire y generan una fuerza llamada sustentación o empuje. Para VANT's de ala rotatoria la fuerza se denomina sustentación, mientras que para VANT's de ala fija se le denomina empuje, así también, estas hélices son pequeñas, ligeras y pueden tener 2, 3 o 4 álabes, así mismo, son de material resistente, tales como: plástico, fibra de carbono o madera [35].

Radiocontrol: Llamado también mando de control, es una emisora que permite controlar a distancia y de manera inalámbrica el movimiento de los servos montados en un objeto u cuerpo a través de una frecuencia de radio [36].

Dentro de los tipos de radiocontrol se tiene: radiocontrol para artefactos electrónicos domésticos, radiocontrol para automodelismo, radiocontrol para lanchas y radiocontrol para aeromodelismo. En este caso se enfoca únicamente en radiocontrol para aeromodelismo, debido a la naturaleza de este proyecto [36].

Cámara: Es un dispositivo que tiene como objetivo, capturar imágenes estáticas de situaciones, personas, paisajes o eventos específicos para tener una memoria visual del mismo, así también, pueden realizar grabaciones de videos o videos en tiempo real [37].

Existen muchos tipos de cámaras en el mundo, de diferentes tamaños, peso y para diferentes aplicaciones, pero en este proyecto se define únicamente las cámaras que se utilizan en VANT's, debido a que es de mayor interés por efectos de este proyecto.

Nota: Cabe resaltar que las cámaras que se menciona a continuación, son en su mayoría cámaras pequeñas y ligeras; por ello, se utilizan en aeromodelismo, con la excepción de las cámaras réflex, debido a que son cámaras más grandes y pesadas en comparación a las otras.

Los tipos de cámaras que se utilizan en VANT's, se puede clasificar en 8 grupos, estos son: cámaras FPV, cámaras de acción, cámaras deportivas, cámaras réflex, cámaras térmicas, cámaras multiespectrales, cámaras hiperespectrales, cámaras fotogramétricas [37].

Cámaras FPV: De sus siglas en inglés First Person View (FPV), cámara con vista en primera persona. Estas cámaras tienen un tiempo de respuesta instantáneo, es decir, en tiempo real. Dicho de otro modo, carecen de retraso en la imagen conocido como delay, así también, son muy ligeras, pequeñas y muy económicas, por consiguiente se le puede montar a cualquier UAV [37].

Cámaras de Acción: Estas cámaras destacan por su pequeño tamaño, su bajo peso (35 gramos), la facilidad y múltiples usos que se le puede dar. Estas cámaras son utilizados especialmente para tomar fotos y realizar grabaciones en momentos de acción, así también, se utiliza para sacar planos difíciles y concretos debido a su alta resolución y calidad (480 a 720 megapíxeles) [37].

Cámaras Deportivas: Al igual que las cámaras de acción, estas cámaras son pequeñas, pero con la desventaja que son 5 veces más pesadas (150 a 200 gramos). Son utilizados comúnmente por turistas y deportistas, como también, se suelen emplear en un VANT, debido a que presentan alta definición y calidad de imagen de 120 megapíxeles, así también, estas cámaras pueden grabar hasta en 4K, es decir, ultra HD [37].

Cámaras Réflex: También conocido como cámaras DSLR, este tipo de cámaras son las más utilizadas en el mundo artístico, tales como: cinematográfica, fotografía y grabación de video debido a su alta gama de imagen (18 a 24 megapíxeles) y video full HD. El peso de estas cámaras se encuentra entre los 600 a 800 gramos, de manera que al momento

de montarse a un VANT, este debe ser capaz de soportarlo, así también, es muy común verlos montados en VANT's grandes, tales como: VANT de ala rotaria de 6 u 8 brazos [37].

Cámaras Térmicas: También conocida como cámara infrarroja, es un dispositivo que por medio de las emisiones infrarrojas, forma imágenes luminosas visibles para el ojo humano. Son utilizadas normalmente para realizar mediciones de temperatura, a su vez, tiene la capacidad de medir dicha temperatura, así también, son utilizadas comúnmente para detección y monitorización de incendios y cartografía. Estas cámaras son pequeñas y pesan 120 gramos aproximadamente [2].

Estas cámaras en su mayoría cuentan con otro modo de uso: modo visión nocturna, debido a que usa el mismo sensor infrarrojo que utiliza para el modo térmico y modo termográfico, por lo tanto, es capaz de captar imágenes en lugares oscuros.

La única diferencia entre el modo térmico y modo termográfico, es que el modo termográfico puede medir la temperatura absoluta de cada megapíxel y la clasifica dándole un valor de temperatura [2].

Cámaras Multiespectrales: Comúnmente utilizados en la agricultura, son cámaras que se divide en 2 componentes: la cámara que captura imágenes espectrales de terreno y un sensor solar que permite captar la radiación para realizar correcciones en las imágenes solares, GPS y sistema IMU. Estas cámaras capturan varias imágenes de un mismo objeto, representándolas a cada una de dichas imágenes con diferentes longitudes de onda, obteniendo así, diferentes valores de intensidad, es decir, con estas cámaras espectrales es posible detectar bosques o zonas de cultivos sometidas a estrés y que necesiten ser fertilizados, así también, detectar zonas de escasa vegetación o vegetación pobre [2, p. 30].

Cámaras Hiperespectrales: Al igual que la cámara multiespectral, la cámara hiperespectral captura varias imágenes con diferentes longitudes de onda, a diferencia que la cámara hiperespectral está formada con más ancho de banda, de manera que estas bandas están contiguas con la que es capaz de obtener más información y, son utilizados

especialmente para detectar imperfecciones de las frutas y verduras, así también, es útil para detectar la huella híperespectral de los materiales compuestos por un objeto, debido a que cada material compuesto por un objeto, tiene una huella híperespectral única, a su vez, con ese dato se puede identificar el tipo de material que está formado dicho objeto de forma rápida y precisa [2, p. 32].

Para poder montar una o más cámaras en un VANT, solo de ser necesario se puede utilizar un soporte pequeño, para sujetar la cámara o un gimbal para cámaras más grandes.

Gimbal: Es un estabilizador de cámara que permite mantener la cámara estable y centrada, independientemente de los movimientos que el VANT realice [37].

2.28 Definición de Software especializado para Diseño y Modelamiento

Diseño Asistido por Computadora (CAD): Por sus siglas en inglés (computer assisted design), es una tecnología moderna computarizada para el diseño que sustituye al dibujo manual por un proceso automatizado. El CAD es utilizado para realizar diseños en segunda y tercera dimensión en menos tiempo y con alta precisión [38].

Existen muchos software CAD para llevar a cabo el diseño de objetos o mecanismos, por lo tanto, únicamente se menciona los más importantes y conocidos en el mercado.

Adobe illustrator: Es un software especializado para el diseño gráfico y publicidad, por ello, es utilizado por profesionales de las carreras de diseño gráfico, marketing y comercio.

Google Sketshup: Es un software de diseño enfocado en la creación de cualquier objeto en, pero comúnmente utilizado para realizar edificaciones inmobiliarias por arquitectos e ingenieros civiles.

Adobe Photoshop: Es un programa muy famoso en el mundo, debido a que es utilizado por profesionales de diseño que lo utilizan para editar y retocar imágenes de todo tipo, así también, sirve para aplicar efectos especiales y creativos a las imágenes con la que se trabaje para distorsionarlas.

Solidworks: Software especializado en diseño mecánico que es utilizado para modelar, diseñar piezas y ensamblajes en 3D, así también, la de realizar planos en 2D, pero es un software difícil de adaptarse debido a su complejidad de uso.

Autodesk Inventor: Es un software especializado para el diseño y modelamiento mecánico de piezas, ensamblajes en 3D y realizar planos en 2D. Este software tiene mejor ergonomía en comparación a otras, es decir, tiene mayor facilidad de uso para aprender y adaptarse.

AutoCAD: Es un software especializado multiuso para el diseño y modelamiento de piezas, ensamblajes en 3D y planos en 2D. Este software además de realizar diseño y modelamiento mecánico, se integra con herramientas para diseño de edificaciones inmobiliarias, circuitos o tableros eléctricos, etc.

2.29 Definición de Software especializado para Simulación

Dinámica de Fluidos Computacional (CFD): por sus siglas en inglés (computational fluid dynamics), es una tecnología moderna computarizada que trata sobre la simulación numérica de flujos, transferencia de calor, fluidos y fenómenos relacionados con las reacciones químicas, aeroacústica, combustión, etc. El CFD es la combinación de 2 ramas de la ingeniería, estas son: mecánica de fluidos y cálculo numérico. Por ello, su utilidad consiste en simular y analizar el comportamiento de un fluido al interactuar con un cuerpo u objeto, de tal manera que los datos obtenidos sea muy similar a la realidad [39].

Existen una alta variedad de softwares CFD para realizar la simulación computarizada; no obstante y a continuación, únicamente se mencionan los más conocidos en el mercado.

Autodesk CFD: Es un software de simulación muy utilizado por los ingenieros y analistas, para predecir el comportamiento de un fluido al interactuar con un cuerpo u objeto, ayudando a minimizar el uso de prototipos físicos dando resultados similares a la realidad. Este software en comparación a otros similares, tiene una mayor ergonomía, es decir, mayor facilidad de uso y adaptación al usuario.

Ansys Fluent: Es un software de simulación muy utilizado por ingenieros y analistas para predecir el comportamiento de un fluido al interactuar con un cuerpo u objeto, ayudando a minimizar el uso de prototipos físicos dando resultados similares a la realidad. A diferencia de otros software de simulación, el ansys fluent tiene una menor ergonomía, es decir, menor facilidad de uso y adaptación al usuario.

2.30 Software especializado para el Diseño Aerodinámico y Análisis de Perfiles

Existen muchos software de diseño y análisis aerodinámicos enfocados únicamente en aeromodelismo; no obstante y a continuación, se mencionan los más conocidos en el mercado.

DesignFoil: Es un software profesional muy utilizado en la aeronáutica, para desarrollar el análisis de perfiles y cálculo de los parámetros aerodinámicos del ala y/o estabilizadores, para su futuro diseño CAD.

XFLR5: Es un software profesional muy utilizado en aeromodelismo, para el diseño y análisis de alas, perfiles y superficies sustentadoras que operan a bajos números de Reynolds, es decir, subsónicos. Este software facilita el trabajo mediante los gráficos que se ejecutan automáticamente al integrar los valores dato.

XFOIL: Es un software profesional que sirve para el diseño y análisis de perfiles aerodinámicos, alas de avión y superficies sustentadoras, que operan a bajos números de Reynolds; es decir, subsónicos. Este software no presenta gráficos que facilite el trabajo; por ende, lo vuelve complejo de comprender y actualmente es un programa que se encuentra obsoleto, su última versión fue dada en el 2001.

2.31 Software especializado para realizar cálculos de áreas de terreno y Programación de planes de vuelo para VANT's

Mission Planner: Es un software especializado en cálculos de área de terreno y planes de vuelo; por ello, es muy utilizado por expertos en la fotogrametría que utilizan VANT's para dicha misión.

CAPÍTULO 3

METODOLOGÍA DE LA SOLUCIÓN

3.1 Análisis del Problema

La Pampa: Es un término que se le denomina a una zona geográfica ubicada entre el kilómetro 98 y 115 de la carretera interoceánica en la provincia de Tambopata, región Madre de Dios. En esta zona se viene realizando actividades ilícitas, tales como: trata de personas, lavado de activos, sicariato y principalmente la minería ilegal.

La minería ilegal como actividad principal ilícita en esta zona, ha provocado una deforestación total de 209733 hectáreas y fuentes de agua contaminadas con mercurio [17], de modo que las áreas deforestadas se encuentran dispersadas por distintos lugares dentro de la zona (La Pampa), tal como se muestra en la figura 15.

Actualmente toda la zona de la pampa viene siendo muy complicada de controlar, debido a que las áreas a controlar y vigilar son muy extensos, a su vez, no hay suficiente personal de las fuerzas armadas para cubrir todo el perímetro de las distintas áreas, así también, la visión humana desde tierra es limitada e incapaz de detectar personas u eventos a determinadas distancias, a su vez no se tiene los suficientes recursos para la misión.

Figura 15: Áreas deforestadas en la región de Madre de Dios [40].



La pampa es una zona abierta y de fácil acceso, en razón a lo cual los mineros ilegales continuamente retornan y realizan dicha actividad ilícita, que a su vez, es financiada por narcotraficantes.

3.2 Solución al Problema

Para facilitar el trabajo de vigilancia y dar por solucionado el problema, se propone el diseño de una plataforma de un vehículo aéreo no tripulado para la vigilancia de la zona controlada, de tal manera que un VANT se encargue de observar el área a una mayor altura y velocidad, para así tener un mejor panorama y facilitar la detección de actividades u eventos que se estén realizando dentro del rango de visión, reduciendo así el tiempo de trabajo para el personal de las fuerzas armadas encargadas de la labor.

3.3 Cálculo del área de la zona de desempeño

Para realizar el diseño de un VANT con la misión de vigilar una zona, primero se debe conocer la zona y el área de dicha zona donde el VANT debe desempeñar, para así obtener la configuración adecuada para la misión asignada.

A continuación, mediante el programa de Google Maps, se muestra la zona donde el VANT debe desempeñar (figura 16), así también, se realiza la descripción de la meteorología de la región de Madre de Dios y se muestra el diagrama del comportamiento de la temperatura de dicha región (figura 17).

Figura 16: Área deforestada a vigilar.

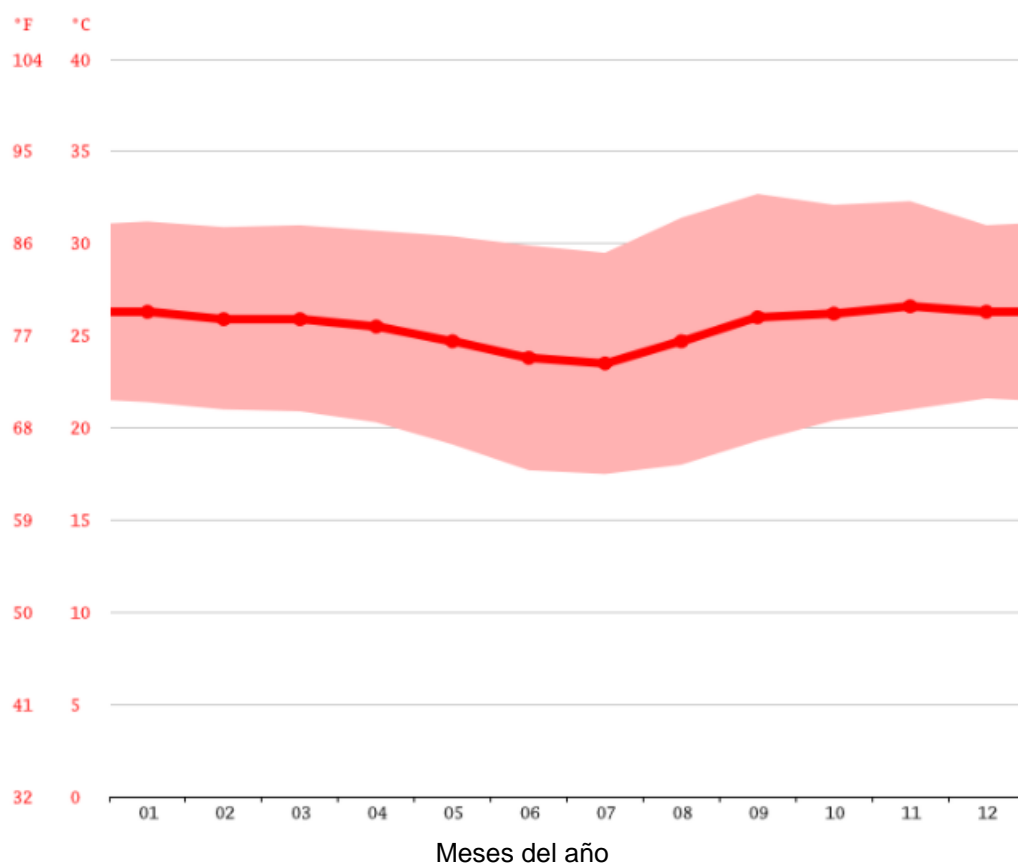


En la zona en estudio predomina el clima tropical y húmedo con precipitaciones pluviales anuales de 2459 mm, equivalente a 2459 Litros de lluvia por m². Se distinguen dos estaciones; una seca entre Mayo - Agosto y otra lluviosa entre Setiembre - Abril [41].

En ciertas épocas del año el departamento de Madre de Dios, es azotado súbitamente por masas de aire frío denominadas surazos o friaje, que corresponden a masas de aire con temperaturas relativamente bajas que proceden del sur del continente; esto ocurre entre los meses de mayo a setiembre [41].

La temperatura promedio anual del departamento de Madre de Dios es de 24,9 °C con una temperatura mínima para ciertas épocas del año de 19,8 °C y una máxima de 30,4 °C [41].

Figura 17: Diagrama de la temperatura anual en la región Madre de Dios [41].



Para conocer el área de la zona a controlar y vigilar donde el VANT debe desempeñar, es necesario realizar un plan de vuelo en un software especializado, de modo que dicho software calcule el área deseada con mayor exactitud y el tiempo de vuelo que el VANT debe permanecer en el aire. Así pues, para este caso se utiliza el software Mission planner.

Para realizar el plan de vuelo mediante dicho software, se necesita un parámetro indispensable que este requiere como dato; este parámetro es la velocidad crucero del VANT. Dicha velocidad crucero se adquiere de otros modelos con misiones similares; por ende, es necesario determinar el tipo de VANT a diseñar, entonces:

Debido a que la misión del VANT es la vigilancia, predomina que el VANT posea una alta estabilidad, mientras que la maniobrabilidad no es de suma importancia debido a que durante la misión, se busca que la cámara del VANT enfoque todo el tiempo a la zona de terreno de manera precisa.

Así también, en la tabla 1 se muestra que el VANT de ala fija presenta mayor autonomía en comparación al VANT de ala rotatoria, a su vez, tiene la capacidad de planeo, por lo tanto, durante la misión este permanece más tiempo en el aire sin consumir un exceso de energía.

Conclusión: Se determina que para la misión, se opta por un VANT de ala fija, debido a que presenta mayores condiciones favorables para la misión de vigilancia en comparación a un VANT de ala rotatoria, tales como: mayor autonomía y alcance, capacidad de planeo y alta estabilidad, mientras que para la misión de vigilancia de una zona, no se requiere que sea altamente maniobrable, el cual es característico y de mayor ventaja de un VANT de ala rotatoria. Así también, al calcular el tiempo de vuelo (autonomía) que el VANT tenga para la misión, se logrará determinar si necesariamente el VANT debe ser de ala fija, debido a que un VANT de ala rotatoria también puede desempeñar la misión de vigilancia, pero dicha misión es para un menor tiempo de vuelo (autonomía < 30 minutos).

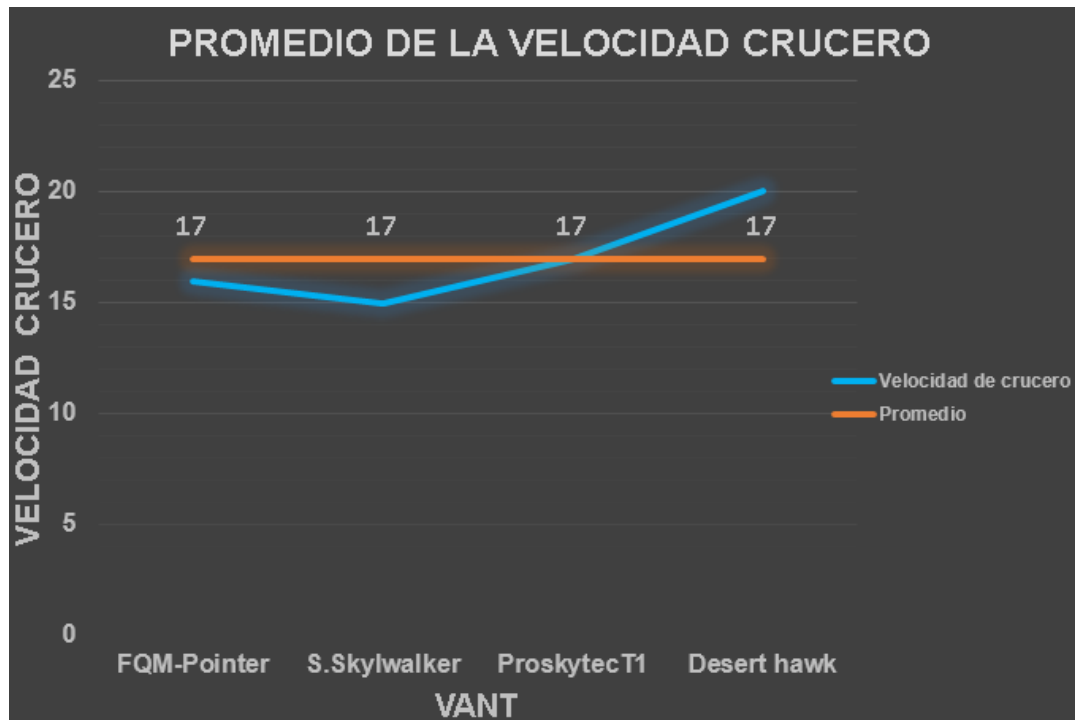
A continuación, en la tabla 5 se muestra 04 VANT's cuya misión es similar al propuesto en este proyecto, en el cual se indica las características de desempeño de cada VANT.

En la figura 18, se muestra el resultado de la velocidad crucero obtenido del promedio de velocidades de los 04 VANT's mencionados en la tabla 5.

Tabla 5: Características de Desempeño de los 04 VANT's de Vigilancia [42], [43], [44], [45].

VANT	Peso Vacío [g]	Peso Máximo [g]	Velocidad de Crucero [m/s]	Autonomía [min]
FQM-151 Pointer	1500	4000	16	60
Super Skywalker	1300	3500	15	150
Proskytec T-1	4100	4500	16	90
Desert hawk EER	5800	8000	20	120
Promedio	3175	5000	17	105

Figura 18: Gráfico del promedio de la Velocidad de Crucero de los 04 VANT's.



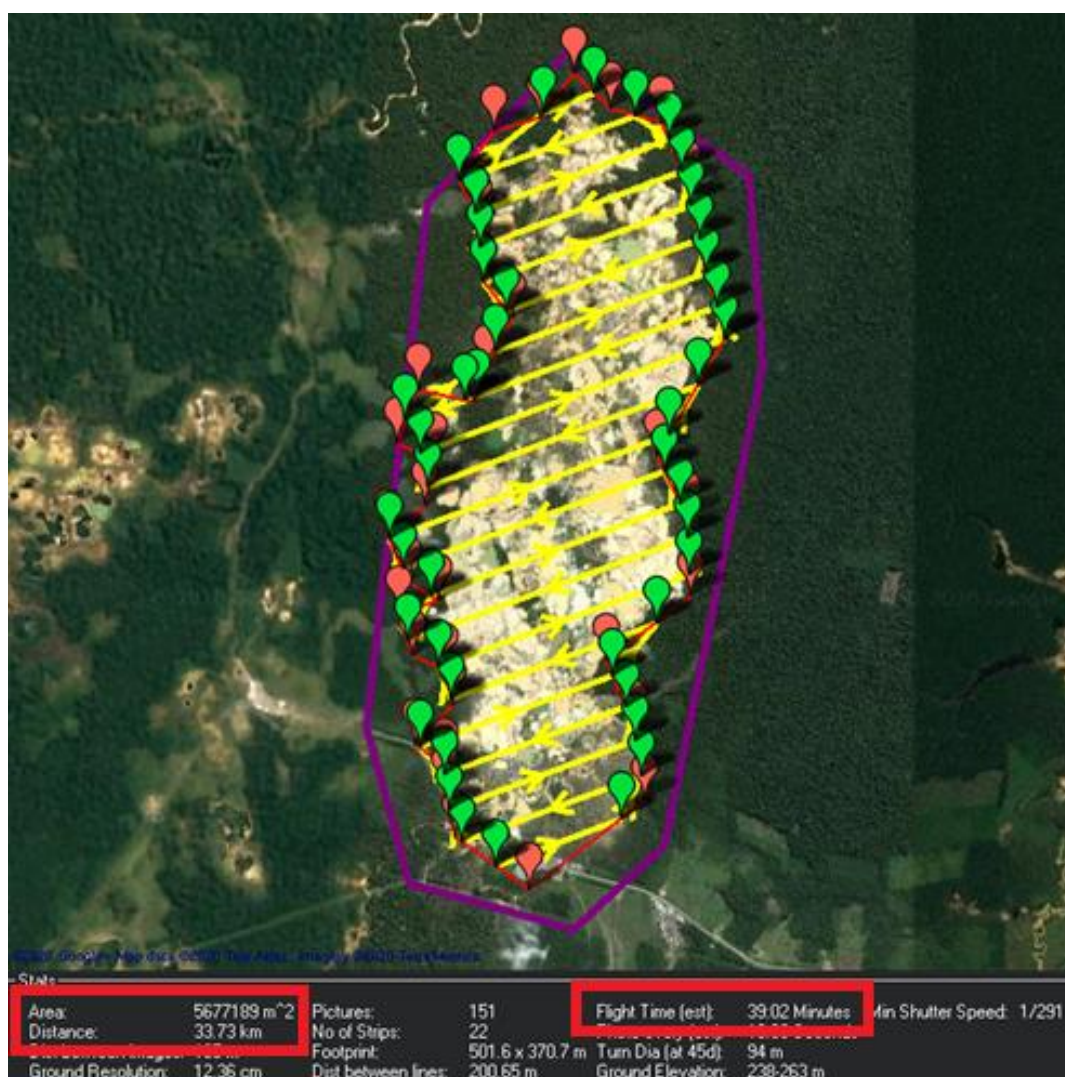
De la tabla 5, el promedio de velocidad de crucero es de 17 m/s, por lo que este valor se considera como dato requerido para calcular el área a vigilar deseada en el software Mission Planner.

Así también, se le asigna una altura de vuelo de 200 metros, debido a que por ser un VANT de vigilancia, a dicha altura no se requiere de una cámara altamente sofisticada o de gama

alta. A su vez, el VANT produce ruido estando en vuelo, de modo que a 200 metros de altura, el ruido producido será insignificante y difícil de detectar.

A continuación, asignando los valores estimados en el Misión Planner (velocidad crucero de 17 m/s y 200 metros de altura), se realiza el plan de vuelo y se muestra el área calculada donde el VANT debe realizar su recorrido, el tiempo de vuelo que se necesita y el alcance del mismo (figura 19).

Figura 19: Plan de Vuelo en el software Mission Planner.



De la figura 19, se tiene lo siguiente:

El área por cubrir es de $5677189 \text{ m}^2 \rightarrow 5,677189 \text{ km}^2 \rightarrow 567,7189 \text{ ha}$.

El tiempo de vuelo estimado es de 39 minutos \approx 40 minutos.

El alcance es de 33,73 km.

A continuación, se realiza la estimación del tiempo de vuelo total para la misión.

Despegue y ascenso: 1 minuto.

Plan de vuelo: 40 minutos

Descenso y aterrizaje: 1 minuto.

Tiempo total de vuelo: 42 minutos.

Nota: Durante la etapa de descenso y aterrizaje, el VANT propuesto en este proyecto utiliza su capacidad de planeo, de manera que el empuje proporcionado por el motor durante dicha etapa de vuelo es 0, es decir, el motor apagado, por lo tanto no existe consumo de energía durante dicha etapa. Además, en aeromodelismo es muy común realizar el planeo de un VANT durante la etapa de descenso, de tal manera que ayuda a minimizar el consumo de energía.

Así también, se determina que el VANT con la misión de vigilancia y para mayor conveniencia, este deber ser necesariamente de ala fija, debido a que el tiempo total de vuelo es de 42 minutos, el cual es mayor al tiempo de vuelo que presentan comúnmente los VANT de ala rotatoria (autonomía < 30 minutos).

El siguiente paso a realizar es estimar la fuerza de empuje del motor del VANT, mediante la estimación del peso total; para esto, se debe conocer la relación del empuje: peso.

La relación de empuje: peso en promedio para el diseño preliminar de un VANT con una configuración óptima para la vigilancia, es de $1:3 \sim 0,33$ [8, p. 33]. Sin embargo, esta relación empuje: peso (T/W) preliminar, se ajusta al definitivo mediante la simulación del VANT.

Todo diseño de aeronaves se inicia con una estimación de un peso máximo, para así mediante la relación de empuje: peso (T/W), calcular el empuje estimado y obtener un diseño preliminar aproximado a un diseño definitivo [22, p. 109].

A continuación, para estimar el empuje del VANT utilizando la relación empuje: peso, se toma el promedio de las fuerzas de empuje y el peso máximo de los 04 VANT's de la tabla 6, cuya misión es similar al propuesto en este proyecto.

Tabla 6: Estimación del Empuje y Peso Máximo.

VANT	Empuje [gf]	Empuje [N]	Peso Máximo [g]
FQM- 151 Pointer	1333	13,1	4000
Super Skywalker	1167	11,45	3500
Proskytec T-1	1500	14,7	4500
Desert hawk EER	2667	26,16	8000
Promedio total	1667	16,35	5000

De la relación empuje: peso determinado para el VANT, el cual dicha relación es 1:3, significa que para levantar 3 gramos de peso se requiere 1 gramo de empuje. En adición, se debe considerar el factor de seguridad, el cual se refiere en aumentar un 20% del empuje, debido a las condiciones físicas y meteorológicas que se presentan en vuelo, tales como: exceso de peso, vientos cruzados, densidad del aire, etc.

De la tabla 6, el promedio de empuje requerido para impulsar al VANT es 1667 gf (gramo fuerza), añadiendo el 20% del factor de seguridad, se tiene: $1667 \text{ gf} + 20\% = 2000 \text{ gf}$ de empuje.

En promedio se estima que, $2000 \text{ gf} = 19,6 \text{ N}$, es el empuje requerido para mantener en vuelo recto y nivelado a un VANT de 5 kg de peso máximo (diseño preliminar).

3.4 Selección de la Configuración del VANT

En la figura 20, se muestran los modelos de los 04 VANT's que se menciona en la tabla 5 y 6, a su vez, realizan misiones similares a lo expuesto en este proyecto.

En la tabla 7, se indica las características físicas de cada VANT mencionado y mostrado en la figura 20.

Figura 20: 04 Configuraciones de VANT's de Vigilancia [42], [43], [45], [44].



Super Skywalker



Proskytec T-1



Desert Hawk EER



FQM-151 Pointer

Tabla 7: Características físicas de los VANT's: Súper Skywalker, Proskytec T-1, Desert Hawk EER y FQM-151 Pointer [44], [42], [43], [45].

Características Físicas	Súper Skywalker	Proskytec T-1	Desert Hawk EER	FQM - 151 Pointer
Envergadura [m]	3	-	3.6	2,7
Peso máximo[g]	3500	4500	8000	4000
Posición del ala	Alta	Alta	Alta	Alta
Estabilizadores	en "T"	en "T"	Estándar	en "T"
Carga Útil [g]	2200	400	2700	2500
Material	EPO	FOAM	EPS	KEVLAR

Tabla de Valoración para la Configuración del VANT

En la siguiente tabla de valoración (tabla 8), se evalúa las características de cada configuración de VANT. La calificación es del 1 al 4, siendo 1 la menor calificación y 4 el máximo.

La evaluación se realiza a base de las características de la tabla 5 (Autonomía, peso y velocidad crucero) y de la tabla 7 (carga útil).

El criterio de evaluación que se emplea, consiste que cuando los valores de cada configuración o modelo de VANT, se aproximen más a las estimaciones realizadas (promedios de la tabla 5 y 7), estos valores obtiene una mayor calificación.

Para la evaluación del control y estabilidad, se sabe que: El uso de alerones, timón de cola y elevador, brindan un mayor control y estabilidad de la aeronave, de modo que en este análisis se considera que las aeronaves con alerones y estabilizadores tienen un mayor control y estabilidad [13].

Así también, la posición del ala es un factor importante por considerar; por ende, se sabe que una aeronave de ala alta es más estable que una aeronave de ala baja. A su vez, el considerar un ángulo diedro en las alas para una mayor estabilidad lateral [13].

Las características como: Despegue, aterrizaje, costo de producción y resistencia al viento, se deben determinar según las capacidades, necesidades y/o preferencias del interesado en su fabricación.

Tabla 8: Tabla de Valoración para la Configuración del VANT.

Características en Evaluación	Súper Skywalker	Proskytec T-1	Desert Hawk EER	FQM – 151 Pointer
Autonomía	4	3	3	2
Velocidad crucero	3	4	2	4
Peso	2	2	4	4
Carga útil	4	4	2	3
Resistencia al viento	4	4	4	4
Despegue y aterrizaje	4	4	4	4
Control y estabilidad	4	4	4	4
Costo de fabricación	2	3	2	4
Promedio total	3,375	3,5	3,125	3,625

Después del análisis y evaluación realizada, se opta por la configuración (modelo de VANT) FQM-151 Pointer. El cual tuvo la más alta calificación (3,625), en la tabla de valoración (tabla 8).

En la figura 21, se muestra la configuración de la plataforma del VANT de ala fija seleccionado.

Figura 21: Configuración de la Plataforma del VANT seleccionado [45].



3.5 Selección de los Componentes

A continuación, se realiza la tabla de valoración para la selección de los componentes, luego se describe el criterio de la distribución de dichos componentes y el esquema de conexión de los mismos.

Tabla de Valoración para la Selección de los Componentes.

La evaluación se realiza a base de las características físicas y de fabricación (peso, costo, calidad y reconocimientos) de los componentes, tales como: motor, ESC, transmisor, baterías y servomotor. Para evaluar el autopiloto se adiciona la eficiencia, por lo tanto, las características para evaluar el autopiloto son: peso, costo, calidad, reconocimientos y eficiencia. Esta adición es debido a que existen diferentes tecnologías en los autopilotos, de modo que la eficiencia de cada uno de ellos varía de manera considerable.

El criterio de evaluación a emplear, consiste en que cuando la calificación que se le asigne a cada característica, estas deben aproximarse a las conveniencias del usuario, de tal

manera que los componentes brinden la eficiencia necesaria para la misión, a su vez, tengan el menor peso posible.

Para la evaluación del peso y costo, se considera que a menor peso y costo, estos obtendrán una mayor calificación, mientras que a mayor peso y costo, una calificación menor.

Para la evaluación de la eficiencia del autopiloto, recomendaciones y calidad de todos los componentes, se considera que a mayor eficiencia, recomendaciones y calidad, mayor es la calificación, mientras que a menor eficiencia, recomendaciones y calidad, menor es la calificación.

Las recomendaciones de cada componente consisten en obtener información de otros usuarios al adquirir los componentes (comentarios en la página web de la tienda virtual y/o cantidad de estrellas), de manera que dichos usuarios brinden su experiencia propia con cada una de los componentes y los califican.

3.5.1 Selección del Motor

Antes de seleccionar el motor primero se debe determinar el tipo de motor a utilizar. Para esto, se confecciona la tabla 9 mostrando los 03 diferentes tipos de motores que existen en el mercado, en el cual se indica sus ventajas y desventajas.

Tabla 9: Ventajas y Desventajas del Motor a Pistón, Eléctrico con Escobillas y Eléctrico sin Escobillas [46].

Motor	Ventajas	Desventajas
Eléctrico con escobillas.	Bajo costo, vida útil considerable.	Alto peso, alto volumen, baja potencia.
Eléctrico sin escobillas (brushless)	Bajo peso, bajo volumen, alta potencia, vida útil considerable, autonomía < = 120 minutos.	Alto costo.
A pistón (combustión)	Alta potencia, larga vida útil, autonomía > 120 minutos.	Alto peso, alto volumen, alto costo.

De la tabla 9, el análisis se realiza enfocado en la necesidad de obtener el motor adecuado para un vuelo total de 42 minutos, tal y como se calculó en el software mission planner (figura 19).

Nota: Se resalta que el motor a pistón es utilizado principalmente en VANT's de mayor autonomía donde el tiempo de vuelo es mayor o igual a 120 minutos, mientras que el tiempo de vuelo determinado para el VANT de este proyecto es de 42 minutos. Por lo tanto, en esta ocasión no es necesario utilizar un motor a pistón ($42 \text{ minutos} < 120 \text{ minutos}$).

Conclusión: Se opta por el motor eléctrico sin escobillas mejor conocido como motor Brushless, ya que es el que ofrece más ventajas y menos desventajas, así mismo, es el ideal para un vuelo de 42 minutos; por ende, es el más adecuado para usarlo en el VANT del presente proyecto.

En atención a lo expuesto, antes de seleccionar el motor eléctrico ideal para el VANT, se debe considerar el mejor rendimiento del motor, en el cual a juicio de expertos de la electrónica mencionan que la mayor eficiencia de los motores eléctricos sin escobillas, se encuentra entre el 45% a 55% de su capacidad (aceleración), de tal manera que se obtiene un mayor empuje y menor consumo energía.

Con este concepto, se tiene en cuenta que el motor eléctrico es más eficiente entre el 45% a 55% de su aceleración, para así mantener la velocidad de crucero con un menor consumo de energía.

Por lo tanto y como se mencionó anteriormente, el motor a seleccionar debe entregar un empuje de 2 kgf (19,6 N), a su vez, debe encontrarse entre el 45% a 55% de su aceleración.

Cabe mencionar que este dato es un punto importante para poder seleccionar el motor eléctrico y como consecuencia de ello, se selecciona los otros componentes requeridos que irán montados en el VANT.

En la tabla 10, se muestra 04 motores eléctricos brushless para VANT's, en el cual se realiza la comparación de los mismos para su selección.

En la tabla 11, se evalúa el costo, calidad, peso y recomendaciones de cada motor, de modo que se tiene lo siguiente: Para la calidad, reconocimiento y peso, la calificación es del 1 al 4, siendo 1 la menor calificación y 4 el máximo, mientras que para el costo la valoración es del 0,1 al 0,4.

Nota: Se recuerda que el criterio de evaluación de los componentes se menciona inicialmente en el punto 3.5 (Tabla de valoración para la selección de los componentes).

Tabla 10: Comparación de 04 Motores Eléctricos para VANT's.

# Motor	1	2	3	4
Voltaje [V]	22,2	14,8	22,2	22,2
Potencia [KV]	880	750	560	600
Amperaje [A]	65	60	60	70
Batería	6S Lipo	4S Lipo	6S Lipo	6S Lipo
Hélice	14" * 60°	15" * 50°	14" * 70°	15" * 60°
N° Celdas	6	4	6	6
ESC mínimo	65	60	60	70
Marca	Scorpion	Emax	T - Motor	Turnigy
Origen	China	China	China	China
Peso [g]	285	295	290	280
Empuje Máximo [gf]	5600	4750	4900	5320
Empuje 45%- 55%[kgf]	1,48 – 2,42	1,56 – 2,03	1,67 – 2,1	1,71 – 2,34
Dimensión [mm]	Ø38*63	Ø45*69	Ø50*61	Ø55*73
Costo [\$]	155	150	140	175

Tabla 11: Valoración y Análisis de Motores Eléctricos.

# Motor	1	2	3	4
Costo	0,2	0,3	0,4	0,1
Recomendaciones	4	3	4	3
Peso	3	1	4	2
Calidad	4	3	4	3
Promedio	2,8	1,83	3,1	2,03

Después del análisis y evaluación realizada, se selecciona el motor # 3, el cual es de la marca T-MOTOR, origen chino y es el que tuvo la mejor calificación (3.1). Dicho motor se muestra en la figura 22.

Así también, en la tabla 12 se muestra el reporte de pruebas del motor seleccionado indicando el empuje proporcionado con respecto a su aceleración.

Figura 22: Motor Eléctrico T-MOTOR 560 KV [47].



Tabla 12: Reporte de pruebas del Motor T-MOTOR 560 KV [47].

Hélice	Aceleración	Voltaje (V)	Amperaje (A)	Potencia (W)	RPM	Empuje (g)
APC 14" * 70°	40%	22,44	9,30	208,82	0,28	1421
	45%	22,41	11,47	256,93	0,32	1667
	50%	22,38	13,30	297,53	0,36	1832
	55%	22,33	15,78	352,36	0,41	2087
	60%	22,28	18,84	419,77	0,47	2374
	65%	22,22	22,57	501,53	0,53	2676
	70%	22,15	27,13	600,92	0,61	3049
	75%	22,07	31,63	698,14	0,68	3395
	80%	21,97	37,50	823,81	0,78	3779
	90%	21,72	52,46	1139,49	0,98	4616
	100%	21,61	59,47	1284,98	1,07	4909

Después de seleccionar el motor, a continuación, se realiza el análisis y selección de la hélice. Para esto, se sabe que por recomendación del fabricante del motor, la dimensión de la hélice más eficiente para el motor seleccionado es de 14" de largo * 70° de ángulo de paso (tabla 12).

Por lo tanto, el análisis a realizar es únicamente para seleccionar el tipo de material de la hélice, de tal manera que brinde un mejor rendimiento con una resistencia mínima considerable.

Para esto, se muestra la tabla 13 indicando los diferentes materiales utilizados en la fabricación de hélices para VANT's, así también, son los que están disponibles en el mercado. Dicha tabla indica las ventajas y desventajas de cada material.

Tabla 13: Ventajas y Desventajas de los Materiales para Hélices de Aeromodelismo [48].

Material	Ventajas	Desventajas
Madera	Bajo peso, estético, alta estabilidad.	Baja resistencia al golpe, alto costo, difícil de calibrar.
Plástico (materiales compuestos)	Precio económico, alta resistencia al golpe, bajo peso, fácil de calibrar, buena estabilidad.	Poco estético.
Fibra de carbono	Bajo peso, estético, alta estabilidad.	Baja resistencia al golpe, alto costo, difícil de calibrar

Observación: Cabe resaltar que por la configuración del VANT seleccionado, se puede utilizar cualquier hélice de cualquiera de los 03 materiales mencionados (tabla 12), debido a la posición del motor.

Al posicionar el motor con la hélice detrás y superior de las alas, esta permanece protegida de los rozamientos y golpes que puede ocurrir en vuelo o aterrizaje, por lo tanto, una hélice de madera o fibra de carbono difícilmente se romperá, aunque estas hélices son las más costosas y más estables, aun así, la diferencia de su estabilidad con las de plástico es mínima.

Al posicionar el motor en la nariz del VANT, no es recomendable utilizar hélices de madera o fibra de carbono, debido a que fácilmente se quiebran al estrellarse, así también, al no llevar trenes de aterrizaje, la hélice al rozar con el suelo durante el aterrizaje tienden a romperse. Por ende, se recomienda utilizar hélices de plástico por su dureza y flexibilidad, es decir, difícilmente se quiebran al impacto.

Conclusión: Se opta por la hélice de plástico debido a su buena estabilidad, rendimiento y seguridad, así también, por recomendación del fabricante del motor seleccionado la hélice debe medir 14" de largo * 70° de ángulo de paso, para así, maximizar su rendimiento.

En figura 24, se muestra la hélice seleccionada para el VANT de este proyecto.

Figura 23: Hélice de Nylon 14" 70° para VANT's [49].



3.5.2 Selección del Controlador de Velocidad (ESC)

El tercer componente en analizar y seleccionar es el ESC (Electronic Speed Controller), mejor conocido como controlador de velocidad. Este orden de selección es debido a que al momento de seleccionar la batería ideal para el VANT, dicha batería seleccionada debe ser capaz de alimentar al motor eléctrico, al ESC y al transmisor (receptor).

Por esta razón, después de seleccionar el motor eléctrico y la hélice, se analiza y selecciona el ESC adecuado para el VANT, para así, luego seleccionar el transmisor y la batería ideal para el mismo.

Para la selección del ESC primero se debe tener en cuenta la recomendación del fabricante del motor eléctrico; entonces, de la tabla 11 se tiene que el motor #3 seleccionado tiene un consumo de amperaje máximo de 60 A y un ESC de consumo mínimo de 60 A (recomendación del fabricante), es decir, ambos de igual al amperaje, esto es debido a que el ESC o controlador de velocidad al ser menor amperaje que el motor, dicho ESC corre el riesgo de quemarse y el VANT estando en vuelo se puede dañar. Por esta razón, el amperaje mínimo del ESC debe ser igual o hasta mayor al amperaje del motor.

De las siglas en inglés UBEC (Universal Battery Eliminator Circuit), es un regulador de voltaje incorporado que contiene el ESC, es decir, es un regulador de voltaje integrado, esto es debido a que al momento de alimentar al ESC con la batería, el regulador de voltaje integrado, convierte del voltaje principal de 22,2 V (6 celdas) a 5 V o 5,5 V con 3 A o 4 A (dependiendo de la capacidad del UBEC, receptor y servos), lo cual es el voltaje y amperaje ideal y más que suficiente para alimentar únicamente al receptor y a los servos.

Al no tener un regulador de voltaje (UBEC), tanto el receptor como los servos, deben ser alimentados de manera independiente, lo cual implica otro circuito con otra batería adicional, de modo que al realizarlo aumenta en peso para el VANT y en costo de inversión, así también, la batería no puede alimentar directamente al receptor y servos, debido a que es mucha energía, lo cual tanto el receptor como los servos se pueden quemar.

Con esta definición acerca de los ESC y el UBEC integrado, se puede realizar un análisis y selección de un ESC adecuado para el VANT.

En la tabla 14, se muestra una lista de 04 ESC (controlador de velocidad) para VANT's con un amperaje máximo de 60 A y de 6 celdas, tal cual lo recomienda el fabricante del motor seleccionado.

Tabla 14: Comparación de 04 ESC (Controlador de Velocidad) para VANT's.

# ESC	1	2	3	4
Amperaje [A]	60	65	60	70
UBEC [V/A]	5/4	5/5	5/4	5.5/5
N° Celdas	6	6	6	6
Marca	Scorpion	Hobbyking	Turnigy	Aerostar
Origen	China	China	China	Singapur
Peso [g]	75	60	70	80
Dimensión [mm]	80*30*12	66*30*11	75*28*10	50*25*10
Costo [\$]	110	65	75	45

A continuación, se muestra una tabla de valoración (tabla 15), evaluando el costo, calidad, peso y recomendaciones de cada ESC para su selección. Para el peso, reconocimiento y calidad la calificación será del 1 al 4, siendo 1 la menor calificación y 4 el máximo, mientras que para el costo la valoración será del 0,1 al 0,4.

Tabla 15: Valoración y Análisis del Costo, Calidad, Recomendaciones y Peso de los 04 ESC.

# ESC	1	2	3	4
Costo	0,1	0,3	0,2	0,4
Peso	2	4	3	1
Recomendaciones	4	1	3	2
Calidad	4	1	3	2
Promedio	2,53	1,6	2,3	1,4

Después del análisis y evaluación realizada, se selecciona el ESC # 1, el cual tuvo la mejor calificación (2,53) y es el que se muestra en la figura 24, así también, es de la marca Scorpion, origen chino y con UBEC integrado de 5 V / 4 A, el cual es más que suficiente para alimentar a un transmisor (receptor) de frecuencia de rango considerable con un radio de señal de hasta 1,5 km, ideal para el VANT.

Figura 24: ESC Scorpion 60 A, UBEC 5 V / 4 A [50].



Nota: Cabe resaltar que los transmisores o mejor conocidos como receptores, al ser de alto radio de señal, implica que los servos sean de mayor torque y tamaño, a su vez, demanden mayor cantidad de energía, de modo que al tener un ESC con un UBEC de 5 V

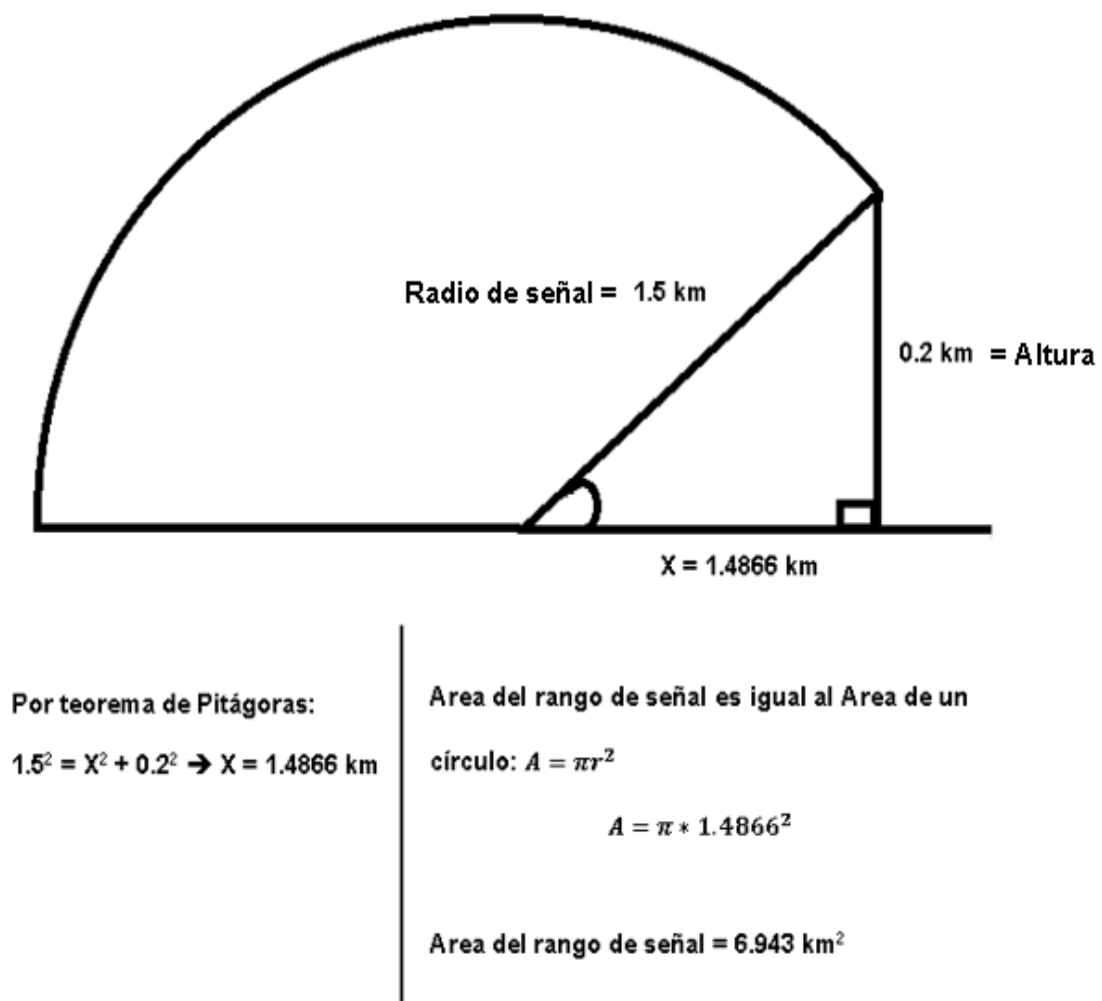
y 4 A, montado en el VANT, es más que suficiente para alimentar tanto al receptor como a los servos, así también, el VANT debe recorrer un área de 5,677189 km² a una altura de 200 m, lo cual implica que se deba seleccionar un receptor con un radio de señal de 1,35 km como mínimo, de tal forma que pueda cubrir toda el área determinada. Para demostrarlo, se tiene: Área del rango de señal = Área de un círculo.

$$A = \pi r^2 = 5,677189 \text{ Km}^2, r = 1,35 \text{ km}, r = \text{Radio de señal del transmisor (receptor)}.$$

Aun así, se aproxima el radio a 1,5 km como mínimo, es decir, se debe seleccionar un receptor con 1,5 km de radio de señal, por el cual se obtiene un área cubierta de 6,943 km², superior al área determinada de vigilancia, como se muestra en la figura 25.

Con esta explicación, se realiza el análisis y la selección del transmisor (receptor).

Figura 25: Área del Rango de Señal.



3.5.3 Selección del Transmisor (receptor)

Para la selección del transmisor, primero se debe tener en cuenta que al momento de adquirir dicho transmisor, generalmente se debe realizar la adquisición junto con el emisor o mejor llamado radiocontrol, debido a la compatibilidad de señal enlazado entre ellas (emisor – receptor). Sin embargo, de querer adquirir un receptor o emisor de manera independientemente, se debe realizar teniendo en cuenta las características de ellas, de tal manera que se puedan configurar, sean compatibles y de preferencia de la misma marca.

Para este proyecto, se realiza la selección del transmisor (receptor) adecuado para el VANT y como consecuencia de ello, se obtiene el emisor (radiocontrol) compatible que viene junto con el receptor seleccionado.

Si bien el UBEC del ESC que se seleccionó es de 5 V y 4 A (figura 24), para seleccionar el transmisor (receptor), dicho transmisor debe ser de la misma capacidad del UBEC, es decir, 5 V y 4 A, de lo contrario el transmisor se puede quemar (sobrecarga) o no recibiría la energía suficiente para su funcionamiento.

Otro punto importante a conocer acerca del transmisor (receptor), es la telemetría.

La telemetría es una tecnología que todos los receptores integran y utilizan para las aplicaciones de los VANT's, de tal manera que dicha tecnología permite medir, recolectar y compartir datos importantes, tales como: voltaje, altura, velocidad, coordenadas, GPS, temperatura de los componentes, etc.

Estos datos son recolectados por la controladora de vuelo (piloto automático) y enviados a través de un cable hacia el receptor, a su vez, este receptor lo envía hacia el radiocontrol, computadora y/o celular.

Así también, los transmisores poseen entradas de señal conocidas como canales. Dichas entradas de señal son de tipo PWM (pulse with modulation), que son utilizados para conectar los servomotores, para así, dar el movimiento a los alerones y estabilizadores.

Con esta explicación se confecciona la tabla 16, en el cual se muestra una lista de 04 transmisores (receptores) con un voltaje de 5 V y un amperaje de 4 A, el cual es la misma capacidad del UBEC integrado del ESC seleccionado, así también, se hace mención de la telemetría, se indica la capacidad de canales de cada una, como también, se muestra otras características propias de los transmisores.

Tabla 16: Comparación de 04 Transmisores para VANT's.

# Transmisor	1	2	3	4
Voltaje [V]	5	5	5	5
Amperaje [A]	4	4	4	4
Frecuencia [GHz]	2,4	2,4	2,4	2,4
Canales	8	8	8	6
Rango [km]	2,5	1,5	1,5	1,5
Telemetría	Si	Si	Si	Si
Marca	Frsky	ORX	Turnigy	Jumper
Origen	China	China	China	China
Peso [g]	9,3	11	10	8
Dimensión [mm]	44*24*14	47*25*15	44*25*14	49*17*14
Costo [\$]	51,42	58,66	53,11	44,19

A continuación, se muestra una tabla de valoración (tabla 17), evaluando el costo, calidad, peso y recomendaciones de cada transmisor para su selección, de modo que para la calidad, reconocimiento y peso, la calificación es del 1 al 4, siendo 1 la menor calificación y 4 el máximo, mientras que para el costo la valoración es del 0,1 a 0,4.

Tabla 17: Valoración y Análisis de 04 Transmisores.

# Transmisor	1	2	3	4
Costo	0,3	0,1	0,2	0,4
Recomendaciones	3	2	4	1
Peso	3	1	2	4
Calidad	3	2	4	1
Promedio	2,3	1,3	2,6	1,6

Después del análisis y evaluación realizada, se selecciona el transmisor # 3, el cual tuvo la mejor calificación (2,6), así también, es de la marca Turnigy y de origen chino, el cual se muestra en la figura 26.

Figura 26: Transmisor y Radiocontrol para VANT's [51].



3.5.4 Selección de la Batería para la alimentación del Motor y ESC

Antes de realizar la selección de la batería, primero se debe tener en cuenta el tipo de batería a utilizar para la alimentación de los componentes del VANT. Para esto, se tiene la tabla 18 mostrando las 05 diferentes tipos de baterías que existen en el mercado. En dicha tabla se indica sus ventajas y desventajas.

Tabla 18: Ventajas y Desventajas de Baterías Alcalinas, Níquel, Acido-Plomo, LI-ON y LIPO.

Batería	Ventajas	Desventajas
Alcalinas	Son estables, bajo costo, bajo peso, alta resistencia a esfuerzos.	Desechables, baja densidad energética para UAVs, corta vida útil.
Acido-plomo	Son estables, Son recargables, Buena densidad energética para UAVs, alta resistencia a esfuerzos.	Alto peso, alto volumen, alto costo.
Níquel	Son estables, son recargables, Buena densidad energética para UAVs, bajo costo, bajo peso.	Baja durabilidad, baja resistencia a esfuerzos.
Iones de litio (LI-ON)	Son estables, bajo costo, bajo peso, son recargables, buena densidad energética para UAVs, larga vida útil	Baja resistencia a esfuerzos, inflamables.
Polímero de litio (LIPO)	Son estables, bajo costo, bajo peso, son recargables, buena densidad energética para UAVs, alta resistencia a esfuerzos, larga vida útil.	Inflamables.

Cabe mencionar que las ventajas y desventajas que se describen en la tabla 18, está enfocado en la necesidad de obtener el tipo de batería ideal para alimentar la aviónica del VANT.

Conclusión: Se opta por la batería de polímero de litio (LIPO), debido a que es la que ofrece más ventajas y menos desventajas, es decir, es la más adecuada para usarlo en VANT's. Así también, en aeromodelismo las baterías LIPO son las más utilizadas.

Después de saber el tipo de batería que se debe utilizar para montarlo en un VANT, se debe determinar la duración de dicha batería y de la capacidad de amperaje que debe tener para alimentar a los componentes. Para esto, se debe tener en cuenta el plan de vuelo elaborado anteriormente y mostrado en la figura 19, en el cual se estimó lo siguiente:

Despegue y ascenso: 1 minuto.

Plan de vuelo: 40 minutos.

Descenso y aterrizaje: Planeo del VANT (no consume energía).

Durante la etapa de ascenso, se considera que el motor funciona al 100% de su aceleración, es decir, con el empuje máximo. Por tanto, el consumo del motor al 100% es $59,5\text{ A} \approx 60\text{ A}$ (tabla 12), así también, se sabe que el ESC consume la misma cantidad de corriente que el motor, es decir, 60 A. Todo esto se realiza en un tiempo de 1 minuto, por lo tanto, se debe seleccionar una batería que proporcione 120 A durante 1 minuto.

Por otro lado, durante el plan de vuelo (misión) se sabe que el VANT está en vuelo recto y nivelado, es decir, cuando la suma de sus fuerzas es cero, así mismo y como se mencionó anteriormente, el motor eléctrico tiene un mejor rendimiento respecto a su empuje-consumo al permanecer funcionando entre el 45% a 55% de su capacidad, a su vez, el empuje requerido en etapa crucero es de 2 kgf, por lo tanto y según tabla 12, para que el motor proporcione 2 kgf exactos, el rendimiento del motor es del 54% aproximadamente, así también, el consumo de energía durante la etapa de crucero es 15 A aproximadamente y el consumo del ESC es el mismo del motor, es decir, 15 A. Todo esto, se realiza en un tiempo de 40 minutos, por lo tanto, se debe seleccionar una batería que proporcione 30 A durante 40 minutos.

Debido a que existe múltiples combinaciones entre el consumo de amperes, amperes-hora y coeficiente de descarga "C", se detalla únicamente las combinaciones con la que se obtuvo mejores resultados, a su vez, cumplen con el tiempo y consumo requerido para la misión.

Para un consumo de 30 A durante 40 minutos, se selecciona una batería de 20 Ah a un coeficiente de descarga de 1,5 C.

$$20 \text{ A} * 1,5 = 30 \text{ A}$$

$$\frac{60 \text{ minutos}}{1,5} = 40 \text{ minutos}$$

Para un consumo de 120 A durante 1 minuto, se selecciona 1 batería de 3,3 Ah a un coeficiente de descarga de 45 C.

$$3,3 \text{ A} * 45 = 148,5 \text{ A}$$

$$\frac{60 \text{ minutos}}{45} = 1,3 \text{ minutos}$$

Nota: El coeficiente de descarga “C” es la cantidad de energía que puede otorgar una batería en un tiempo determinado, de modo que a mayor coeficiente de descarga, mayor es la cantidad de corriente que una batería puede proporcionar, pero el tiempo de duración disminuye, así también, a menor coeficiente de descarga, menor es la energía que proporciona la batería, pero el tiempo de duración de la batería aumenta.

A condiciones normales, el coeficiente de descarga es igual a 1, de manera que la batería otorga toda su energía en el transcurso de 1 hora, siempre y cuando el consumo sea de la misma capacidad de la batería, así también, cada batería tiene un coeficiente de descarga máximo a otorgar.

Por añadidura, las baterías por ser de las mismas capacidades (Ah y N° de celdas), estas tienen similar peso y dimensiones, por lo tanto, para la evaluación y selección no se tiene en cuenta.

Con estos datos se puede realizar la selección adecuada de la batería para la alimentación de los componentes electrónicos del VANT.

A continuación, en la tabla 19 se muestra una lista de 04 baterías de polímero de litio (LIPO), con un amperaje por hora de 3,3 Ah y 20 Ah, todas con 6 celdas.

Tabla 19: Cuadro Comparativo de 04 Baterías LIPO de 25 Ah y 20 Ah.

# Batería lipo	Marca	Origen	N° Celdas	Coeficiente de descarga [C]	Costo [\$]
1	Turnigy	China	6	12	196,04
2	Zippy	China	6	10	122,48
3	Nano-Tech	China	6	45	53,85
4	Diamond	China	6	45	51.25

En la tabla 20, se muestra la valoración de la batería evaluando el costo, calidad y recomendaciones de cada una para su selección, de modo que para la calidad y recomendaciones, la calificación es del 1 al 4, siendo 1 la menor calificación y 4 el máximo, mientras que para el costo la valoración es del 0,1 a 0,4.

Tabla 20: Valoración y Análisis del Costo, Recomendaciones y Calidad de las 04 Baterías LIPO.

# Batería lipo	1	2	3	4
Costo	0,1	0,2	0,3	0,4
Recomendaciones	4	2	4	3
Calidad	4	2	4	3
Promedio	2,7	1,4	2,77	2,13

Después del análisis y evaluación realizada, se selecciona la batería LIPO # 1 y 3, el cual tuvieron la mejor calificación (2,7 y 2,77). Por ende, esta selección implica seleccionar 1 batería de 20 Ah a 1,5 C y 1 batería de 3,3 Ah a 45 C, para así, alimentar al motor y ESC durante toda la etapa del vuelo, así también, son de la marca Turnigy y Nano-Tech Turnigy, de origen chino y de 6 celdas, los cuales se muestran en las figuras 27 y 28 respectivamente.

Figura 27: Batería LIPO Turnigy (20 Ah, 6S, 12 C) [52].



Figura 28: Batería LIPO Nano-Tech (3,3 Ah, 6S, 45 C) [53].



3.5.5 Selección del Piloto Automático

A continuación, en la tabla 21 se muestra la comparación de 04 autopilotos para la selección de uno de ellos.

Tabla 21: Tabla Comparativa de Autopilotos para Vuelos Autónomos.

# Autopiloto	1	2	3	4
Voltaje [V]	5	5	5	5
Amperaje [A]	3	3	3	3
Procesador	32 bits	24 bits	32 bits	32 bits
Canales	6	8	14	14
Sensibilidad a vibración	Si	Si	Si	No
Telemetría	Si	Si	Si	Si
Marca	Radiolink	Arkbird	Pixhawk	Cuav
Origen	China	China	China	China
Peso [g]	20	36	37	90
Dimensión [mm]	32*30*12	36*65*23	83*41*22	85.5*42*33
Costo [\$]	62,89	28,99	64,24	290,2

Como se mencionó anteriormente, los canales son entradas para la conexión de los servomotores, entonces se define lo siguiente:

Para este proyecto se requiere 4 canales como mínimo (2 alerones, estabilizador vertical y estabilizador horizontal), así también, el procesador tiene que ver con la velocidad en recolección y envío de datos e información al mando de control, de modo que a mayor capacidad de procesador más rápido se obtiene la información, es decir, es más eficiente. Con este concepto, se realiza la selección adecuada del autopiloto para el VANT del presente proyecto.

A continuación, se muestra una tabla de valoración (tabla 22), en el cual se evalúa el costo, eficiencia, calidad, recomendaciones y peso de cada autopiloto para su selección, de tal manera que la calificación es del 1 al 4, siendo 1 la menor calificación y 4 el máximo, mientras que la valoración del costo es del 0,1 a 0,4.

Tabla 22: Valoración y Análisis del Costo, Calidad, Recomendaciones, Peso y Eficiencia del Autopiloto.

# Autopiloto	1	2	3	4
Costo	0,3	0,4	0,2	0,1
Calidad	3	2	3	4
Peso	4	3	3	2
Recomendaciones	4	1	3	2
Eficiencia	3	2	3	4
Promedio	2,9	1,7	2,44	2,42

Después del análisis y evaluación realizada, se selecciona el autopiloto # 1, el cual tuvo la mejor calificación (2,9), así también, es de la marca RadioLink, modelo MiniPixV1 y de origen chino. Dicho autopiloto se muestra en la figura 29.

Figura 29: Piloto Automático MinipixV1.0 [54].



3.5.6 Selección del Servomotor

Para realizar la selección del servomotor, primero se debe tener en cuenta el material de los engranajes del servo, torque y ángulo de giro; entonces se define lo siguiente:

Para VANT's acrobáticos que requieren de un alto torque, a su vez, un alto ángulo de giro y estén constantemente funcionando y expuestos a un alto grado de estrés, se recomienda utilizar servomotores digitales, debido a que son más rápidos en el giro (respuesta instantánea), así también, de engranajes de metal o fibra de carbono porque son más resistentes y están diseñados para este tipo de misiones; no obstante, ambas características de los servos (digitales y de material resistente) son más pesados y de mayor consumo de energía.

Para misiones de vigilancia o cualquier otra misión que no desgaste y/o exponga a una rotura de los engranajes por forzamiento, se recomienda utilizar servos más livianos con engranajes de nylon o de algún otro derivado del plástico, así también, para labores que no requieran una respuesta inmediata, es decir, en dar respuesta de movimiento a los estabilizadores y alerones con milisegundos de retraso, los servos analógicos son más que suficiente para la labor requerida, a su vez, los servos con engranajes de nylon o de algún otro tipo de plástico y analógicos son más livianos y consumen menor energía.

Conclusión: Por motivo de la misión asignada al VANT que se plantea en este proyecto (vigilancia), se opta por seleccionar 04 servomotores analógicos de las mismas características con engranajes de nylon u otro tipo de plástico, para así, generar movimiento a 2 alerones, 1 estabilizador vertical y 1 estabilizador horizontal.

Con este análisis se puede realizar la selección del servomotor de manera directa, dicho de otro modo, sin realizar una tabla de comparación y valoración para su análisis, debido a que la única función que estos realizan es la de dar movimiento a los alerones y estabilizadores, así también, habiendo definido el material de los engranajes, se sabe que

la diferencia de peso, rendimiento y consumo de energía es mínimo, por lo tanto, se realiza la selección directa respetando las características definidas.

Se selecciona el servomotor analógico con engranajes de nylon de la marca Turnigy y de origen chino, el cual se muestra en la figura 30.

Figura 30: Servomotor Estándar, Turnigy [55].



Características:

Tamaño: estándar (38*18*34 mm).

Peso: 37 g.

Torque: 4,8 kg /cm.

Velocidad: 0,17 segundos /60°.

Consumo: 4,8 V y 0,25 A.

Cantidad: 04 (2 alerones, 1 estabilizador vertical y 1 estabilizador horizontal).

3.5.7 Selección de la Batería para la alimentación del Autopiloto, Transmisor y los 04 Servomotores

Al igual que la batería de polímero de litio (LIPO) seleccionado anteriormente para el motor y ESC, para seleccionar la batería LIPO encargada de alimentar al autopiloto, los 04 servomotores y transmisor (receptor), se debe conocer el consumo que estos requieren

para su funcionamiento, así también, se sabe que el tiempo de funcionamiento es de 42 minutos. Por lo tanto, se define lo siguiente:

El autopiloto consume 3 A, el transmisor 4 A y los 04 servomotores 1 A, sumando un total de 8 A, por consiguiente, se necesita una batería de 2 celdas (7,4 V) con una capacidad de amperaje de 8 Ah.

Conclusión: Se selecciona la batería de polímero de litio (LIPO) de la marca Turnigy, origen chino, 2 s y 8 Ah, el cual se muestra en la figura 31.

Figura 31: Batería LIPO 2 s, 8 Ah [56].



Características:

Tamaño: 145*51*52 mm.

Peso: 752 g.

Celdas: 2 (7,4 V).

Capacidad: 8 Ah.

Costo: 62,93 \$.

3.5.8 Selección de la Cámara

En la tabla 23, se muestra la comparación de 04 cámaras profesionales utilizados en aeromodelismo, de manera que cumplen la función de vigilancia además de otras funciones.

Tabla 23: Tabla Comparativa de 04 Cámaras Profesionales.

Cámara	GoPro Hero7	Caddx Tr	SJ6Legend	SonyA5100
Resolución de foto	12 MP	12 MP	16 MP	24 MP
Resolución de video	4K a 60 fps / 2.7K a 120 fps	4K a 30 fps / 2.7K a 120 fps	4k a 24 fps / 1080p a 60 fps	1080p a 60 fps
Tipo de cámara	Deportivo	FPV	Acción	Réflex
FPV	No	Si	No	No
Campo de visión	170°	180°	166°	180°
Duración (minutos)	120	70	130	120
Peso [g]	116	18	82	283
Dimensión [mm]	62*45*33	20*19*16	59*21*41	110*63*36
Costo [\$]	420	120	180	500

Para seleccionar la cámara primero se debe tener en cuenta la misión del VANT, entonces: Se sabe que la misión asignada del VANT de este proyecto es la “vigilancia”, por lo tanto, la función principal de la cámara es la grabación de video y FPV (visión en primera persona y en tiempo real), mientras que la realización de fotografías no tiene gran utilidad para la misión, por ello, la capacidad de megapíxeles en la resolución de fotos de cada cámara (tabla 23) puede ser el mínimo (12 megapíxeles).

En la tabla 24, se muestra la valoración del costo, peso, video, FPV y recomendaciones de cada cámara para su selección. Para el peso, video, FPV y recomendaciones, la

calificación es del 1 al 4, siendo 1 la menor calificación y 4 el máximo, mientras que la valoración del costo es del 0,1 a 0,4.

Nota: Al igual que la valoración de los componentes ya seleccionados y que se menciona en la página 74 y 75 (tabla de valoración para la selección de los componentes electrónicos), a mayor peso y costo de la cámara, menor es la calificación y viceversa, mientras que a mayor resolución de video y FPV mayor es la calificación y viceversa, así también, la valoración de las recomendaciones, consiste en obtener información de otros usuarios al adquirir los componentes (comentarios en la página web de la tienda virtual y/o cantidad de estrellas del componente), de manera que dichos usuarios califican y brindan su experiencia propia con cada una de ellas.

Tabla 24: Valoración del Peso, Costo, Tamaño y Resolución de las Cámaras para VANT's.

# Cámara	GoPro Hero7	Caddx Tr	SJ6Legend	SonyA5100
Costo	0,2	0,4	0,3	0,1
Recomendaciones	3	4	3	2
Peso	2	4	3	1
Video	4	3	2	1
FPV	-	4	-	-
Promedio	1,84	3,08	1,66	0,82

Después del análisis y evaluación realizada, se selecciona la cámara “Caddx Tarsier”, el cual tuvo la mejor calificación (3.08) y es el que se muestra en la figura 32, así también, tiene hasta 180° de campo de visión, posee un transmisor de video integrado, además de la opción de FPV (first person view).

Figura 32: Micro Cámara Caddx Tarsier 4K FPV [57].



3.6 Selección del Software

Debido a que la “Universidad Tecnológica del Perú”, tiene un convenio vigente con Autodesk, Inc. Así también, debido a que el software “Autodesk CFD” e “Inventor” pertenecen a dicha compañía, existe la disponibilidad gratuita de ambos software, de manera que son de elección para desarrollar los planos de la plataforma y simulación del mismo.

La siguiente evaluación a realizar, es únicamente para seleccionar el software especializado en diseño aerodinámico para analizar el perfil y calcular los parámetros aerodinámicos del ala y estabilizadores.

Tabla de Valoración para la Selección del Software de Cálculos Aerodinámicos, Análisis del Ala y Perfil

La evaluación se realiza a base de las siguientes características: costo del programa, facilidad de uso, resolución y hardware requerido.

A continuación, se muestra una tabla de valoración (tabla 25), en el cual se evalúa las características mencionadas de los softwares disponibles en el mercado. La calificación es del 1 al 4, siendo 1 la menor calificación y 4 el máximo, de modo que a mayor costo del

programa y hardware requerido, menor es la calificación (inversamente proporcional), mientras que a mayor facilidad de uso y resolución, mayor es la calificación (directamente proporcional).

Tabla 25: Tabla de Valoración para la selección del Software.

Características del Software	XFLR5	XFOIL	DESIGFOIL
Costo del programa	3	2	4
Facilidad de uso	3	3	3
Resolución	4	4	4
Hardware requerido	4	4	4
Promedio	3,5	3,25	3,75

Después del análisis y evaluación realizada, se selecciona el software “DesignFOIL” para realizar los cálculos de los parámetros aerodinámicos del ala, estabilizadores y análisis de los perfiles. El cual tuvo la mejor calificación (3.75) en la tabla de valoración.

3.7 Selección del Perfil Aerodinámico

En [13, pp. 60-62] se realiza la comparación y análisis de varios perfiles aerodinámicos, en el cual se concluye en seleccionar el perfil aerodinámico NACA 3310 como el perfil que brinda mayor sustentación con una menor resistencia.

En la figura 33 se muestra el coeficiente de sustentación versus el ángulo de ataque del perfil NACA 3310 seleccionado y analizado en [13, p. 75].

En la figura 34 se muestra el coeficiente de arrastre versus el ángulo de ataque del perfil NACA 3310 seleccionado y analizado en [13, p. 75].

Figura 33: C_L vs Alpha, NACA 3310 [13, p. 75].

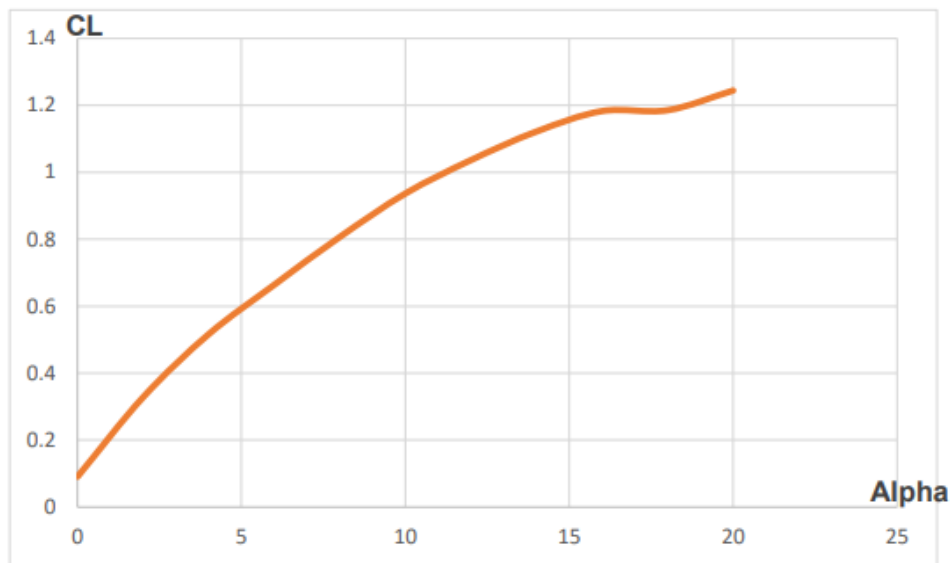
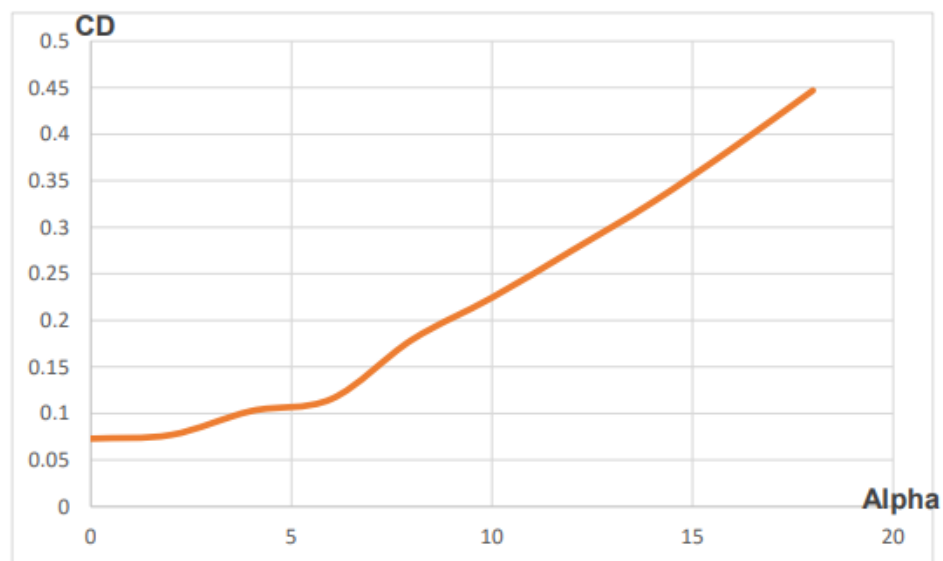
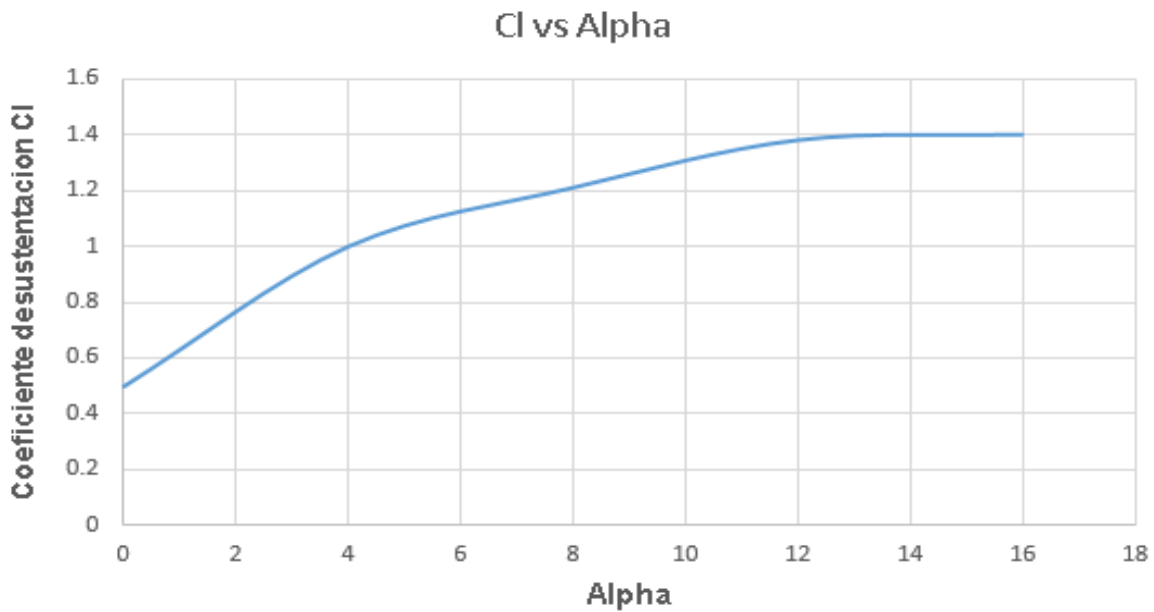


Figura 34: C_D vs Alpha, NACA 3310 [13, p. 75].



Este dato se toma como referencia para realizar una nueva comparación, la del perfil analizado NACA 3310 (figura 33 y 34), con el perfil NACA 4415. Para esto, el análisis del perfil NACA 4415 se realiza en el software “DesignFOIL”.

Figura 35: C_L vs Alpha, NACA 4415 obtenido en el DesignFOIL.



A continuación, se realiza la comparación y análisis del C_L vs. Alpha, del NACA 3310 y NACA 4415.

De la figura 33, C_L vs. Alpha NACA 3310, cuando el ángulo de ataque es igual a 0, el coeficiente de sustentación (C_L) es igual a 0.1, mientras que de la figura 35, C_L vs. Alpha NACA 4415 con el mismo ángulo de ataque, es decir, $\alpha = 0$, el coeficiente de sustentación (C_L) es igual a 0.5, así también, de la figura 33, C_L vs. Alpha NACA 3310, cuando el ángulo de ataque es igual a 10, el coeficiente de sustentación (C_L) es igual a 0.9, mientras que de la figura 35, C_L vs. Alpha Naca 4415 con el mismo ángulo de ataque, es decir, $\alpha = 10$, el coeficiente de sustentación (C_L) es igual a 1.3.

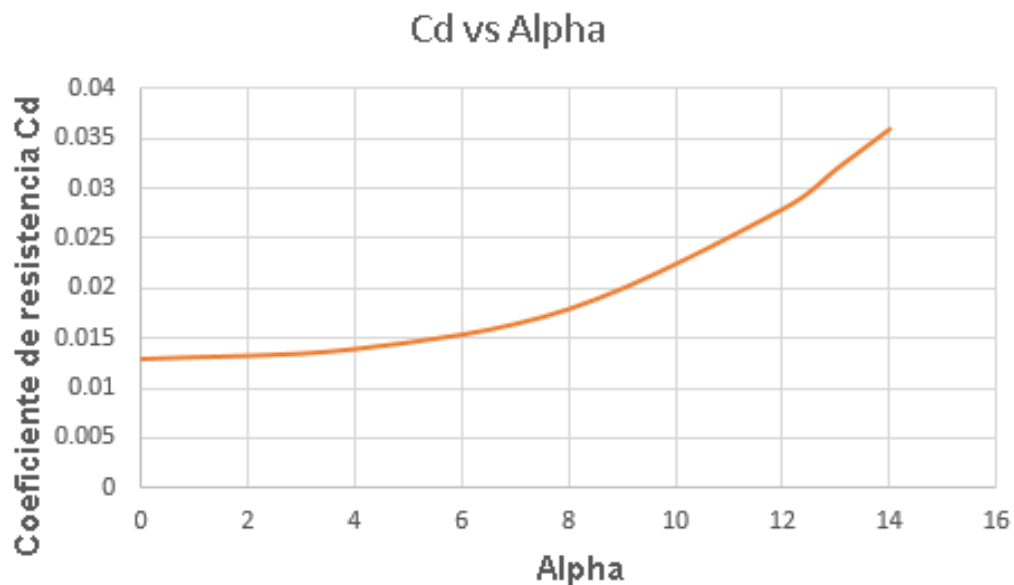
Esta comparación demuestra que el perfil aerodinámico NACA 4415 brinda mayor sustentación que el NACA 3310, tomando como referencia el mismo ángulo de ataque para ambos perfiles.

A continuación, se realiza la comparación y análisis del C_D vs. Alpha, del NACA 3310 y NACA 4415.

De la figura 34, C_D vs. Alpha NACA 3310, cuando el ángulo de ataque es igual a 0, el coeficiente de resistencia (C_D) es igual a 0.07, mientras que de la figura 36, C_D vs. Alpha Naca 4415 con el mismo ángulo de ataque, es decir, $\alpha = 0$, el coeficiente de resistencia (C_D) es igual a 0.013, así también, de la figura 34, C_D vs. Alpha NACA 3310, cuando el ángulo de ataque es igual a 10, el coeficiente de resistencia (C_D) es igual a 0.23, mientras que de la figura 36, C_D vs. Alpha Naca 4415 con el mismo ángulo de ataque, es decir, $\alpha = 10$, el coeficiente de resistencia (C_D) es igual a 0.023.

Esta comparación demuestra que el perfil aerodinámico NACA 4415 brinda una menor resistencia que el NACA 3310, tomando como referencia el mismo ángulo de ataque para ambos perfiles.

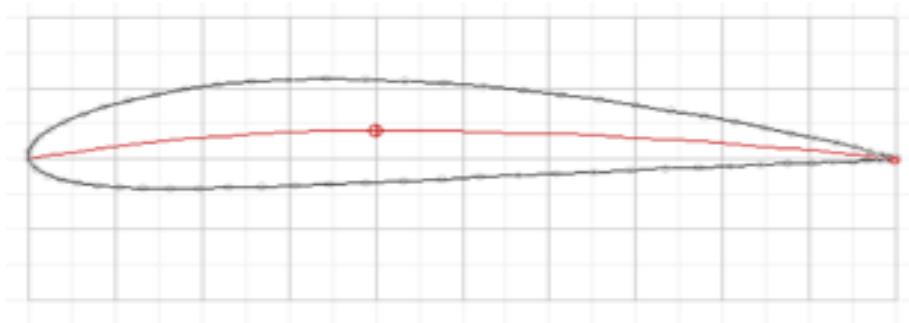
Figura 36: C_D vs Alpha, NACA 4415 obtenido en el DesignFOIL.



Conclusión: Se selecciona el perfil aerodinámico NACA 4415 para llevar a cabo el diseño del ala del VANT que se plantea en el presente proyecto, el cual brinda mayor sustentación y menor resistencia que el perfil aerodinámico NACA 3310 estudiada y analizada en [13].

Nota: Cabe resaltar que los perfiles analizados y estudiados en [13], no se realiza el estudio del perfil NACA 4415.

Figura 37: Perfil Aerodinámico seleccionado, NACA 4415 (DesignFOIL).



Seleccionado el perfil aerodinámico (NACA 4415), el siguiente paso es realizar el dimensionamiento del ala.

3.8 Dimensionamiento del Ala

Desarrollar el tamaño y forma del ala demanda tiempo, debido a que existen una infinidad de combinaciones entre las variables, tales como: envergadura, ángulo diedro, alargamiento alar, relación de cuerdas, CMA, etc.

Por esta razón, únicamente se detalla el tamaño y forma de ala con el que se obtuvo mejores resultados, es decir, se detalla el ala que pueda levantar el peso requerido ofreciendo la menor resistencia al avance, así también, se muestran los parámetros aerodinámicos obtenidos.

Nota: Para llegar a un tamaño y forma de ala deseada, el proceso que se realiza es de manera repetitiva realizando el tanteo de algunos valores indeterminadas veces.

A continuación, en las figuras del 38 al 42 se presenta las dimensiones del ala con el que se obtiene los mejores resultados, es decir, la configuración de ala con la capacidad de carga requerida y con mayor eficiencia aerodinámica.

Velocidad de crucero: 17 m/s.

INPUTS

ALTITUDE:

643

(METERS)

REF. LENGTH:

0.2

(METERS)

FLIGHT SPEED:

17

(METERS PER SEC)

Help

Convert

Help

UNITS

☐ FEET

☒ METERS

PUSH TO UPDATE ALL VALUES

SEND UPDATED REYNOLDS NUMBER BACK TO VIRTUAL WIND TUNNEL

RESULTING ATMOSPHERIC AND PERFORMANCE VALUES

DENSITY:

1.151148

(Kilograms Per Cubic Meter)

PRESSURE:

93837.43

(Newtons Per Square Meter)

0.926

(Atmospheres)

TEMPERATURE:

10.82

(Degrees Celsius)

284.0

(Degrees Kelvin)

SPEED OF SOUND:

337.8

(Meters Per Second)

1216.2

(Kilometers Per Hour)

656.7

(Knots)

VISCOSITY:

1.76913507e-5

(N-sec / Meter^2)

REYNOLDS NUMBER:

221226

MACH NUMBER:

0.0503

DYNAMIC PRESSURE (Q):

166.3407

(Newtons Per Square Meter)

CRITICAL CP (where Sonic flow appears):

-265.58

FRICTION COEFFICIENT (Assuming Laminar):

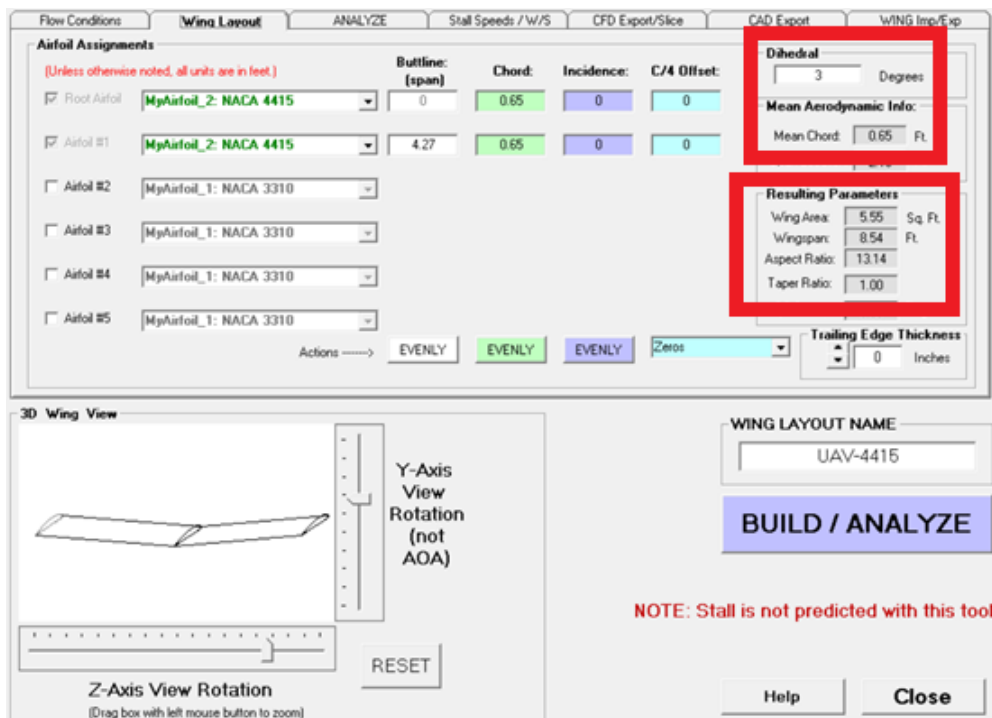
0.0028

FRICTION COEFFICIENT (Assuming Turbulent):

0.0060

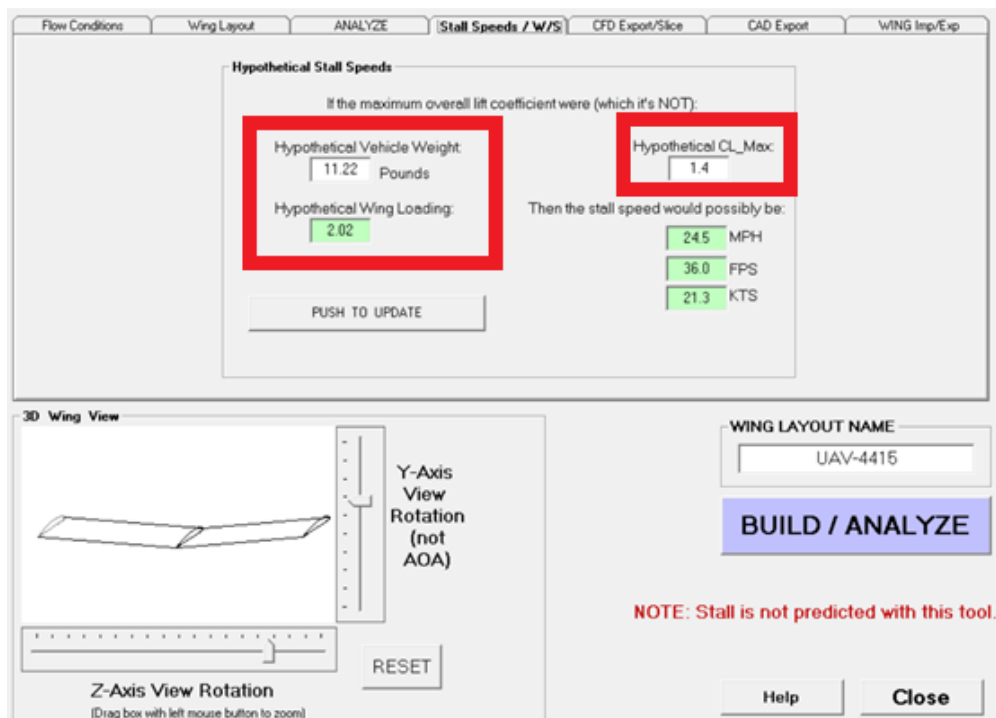
106

Figura 39: Dimensiones del Ala y Ángulo Diedro obtenidos en el DesignFOIL.



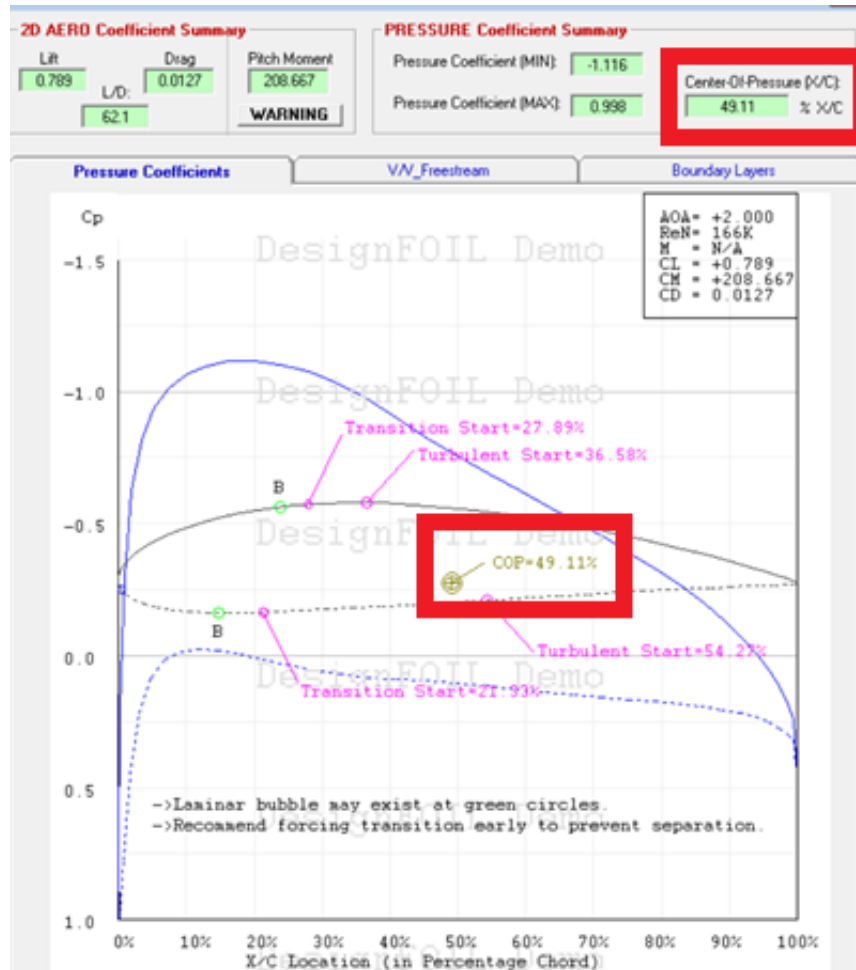
De la figura 39, se obtiene el ángulo diedro, envergadura, superficie alar, alargamiento alar y estrechamiento alar.

Figura 40: Peso Máximo, Carga Alar, C_L Máximo obtenidos en el DesignFOIL.



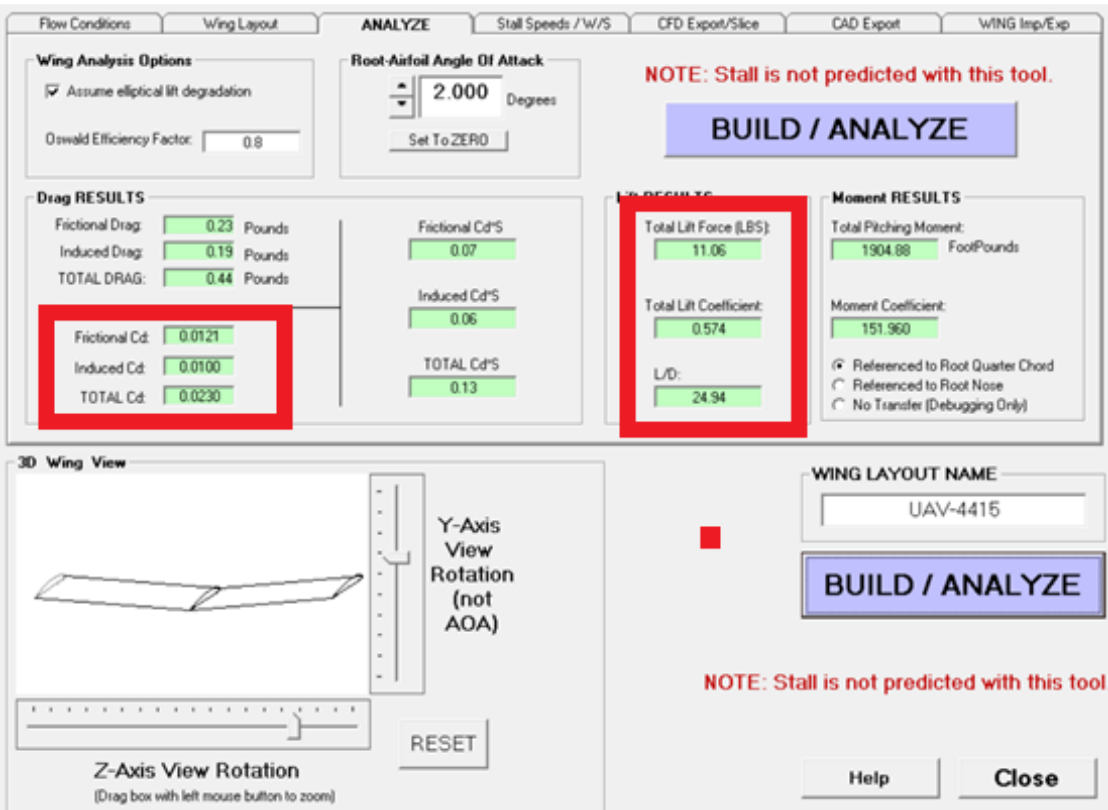
De la figura 40, se obtiene el peso máximo a levantar, carga alar y el coeficiente de sustentación máxima.

Figura 41: Centro de Presiones del Perfil NACA 4415 obtenido en el DesignFOIL.



De la figura 41, se muestra que el centro de presiones del ala, el cual se encuentra ubicado al 49,11% de cuerda desde el borde de ataque.

Figura 42: Coeficiente de Sustentación total y Coeficiente de Arrastre total del Ala y Eficiencia Aerodinámica obtenidos en el DesignFOIL.



De la figura 42, se obtiene la fuerza de sustentación, coeficiente de sustentación, fuerza de arrastre, coeficiente de arrastre, eficiencia aerodinámica y ángulo de ataque bajo las condiciones de vuelo recto y nivelado

Para una mejor comprensión de las figuras 38, 39, 40, 41 y 42, se muestra la tabla 26 indicando los resultados obtenidos del software DesignFOIL para el diseño del ala.

Tabla 26: Dimensiones del Ala y Parámetros Aerodinámicos.

Parámetros del Ala	Dimensión / Magnitud
Envergadura	2,6 [m]
Superficie Alar	0,516 [m ²]
Cuerda aerodinámica media (CAM)	0,2 [m]
Carga alar	9,7 [kg/m ²]
Aspect Ratio (alargamiento alar)	13,14
Taper Ratio (relación de cuerda)	1
Ángulo diedro	3°
Centro de presiones	49,11%
Ángulo de incidencia / Ángulo de ataque	2°
Número de Reynolds	221226
Coeficiente de sustentación	0,574
Coeficiente de arrastre	0,023
Eficiencia aerodinámica	24,94
Fuerza de sustentación	49,1 N ~ 5 kg
Densidad del aire a 643 m.s.n.m.	1,1512 [kg/m ³]

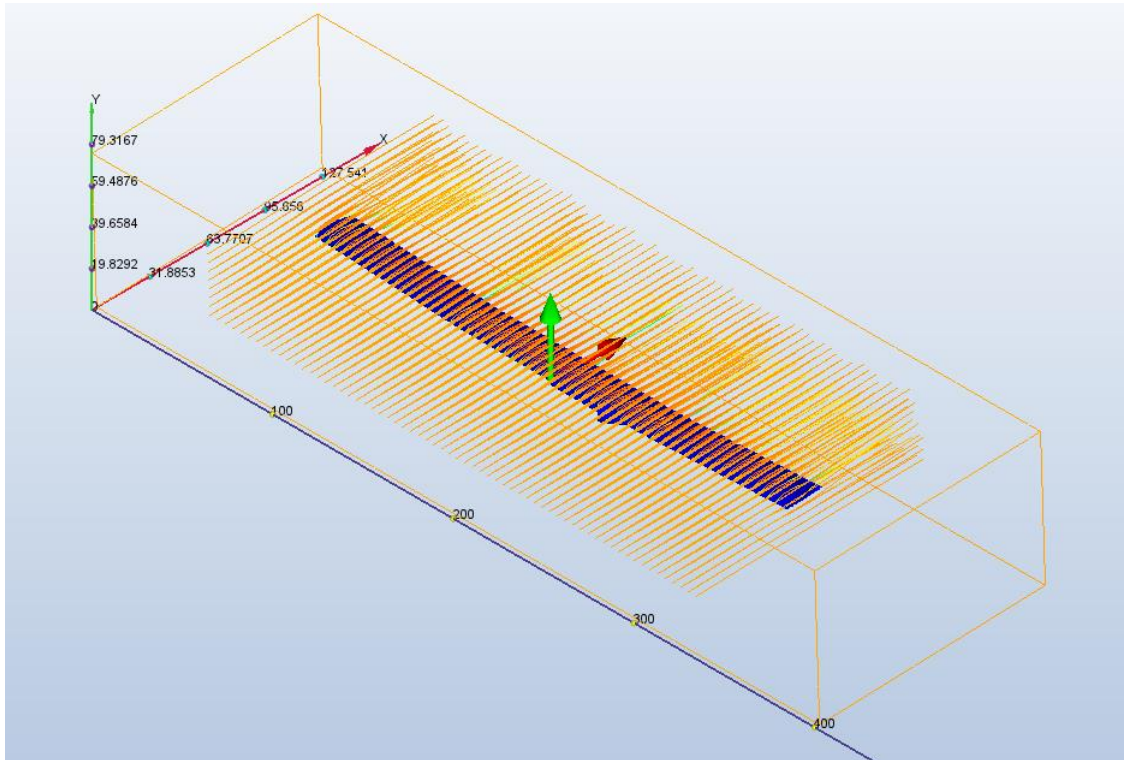
3.9 Análisis del Ala

En las figuras 43 y 44, se muestra el análisis del ala realizado en el software Autodesk CFD.

En la figura 43, se muestra una vista referencial, de modo que únicamente se tiene al ala sumergida en un túnel de viento computarizado; sin embargo, ligeramente se logra observar al fluido (aire) que recorre por el extradós del ala, presenta un color de mayor concentración (rojizo – anaranjado).

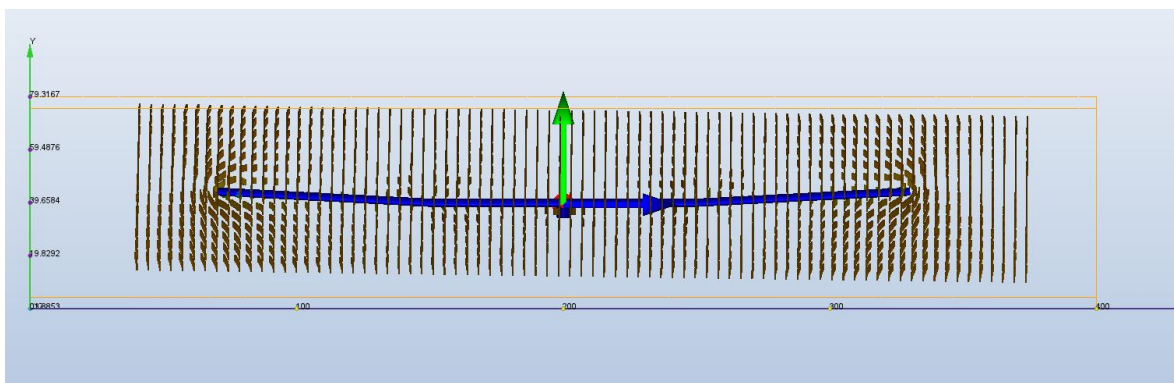
Esto indica que la velocidad del aire que circula por el extradós es mayor que en el intradós, en consecuencia, provoca que la presión sea mayor en el intradós, por ende, se genera la fuerza de sustentación.

Figura 43: Análisis del Ala en el Autodesk CFD.



En la figura 44, se observa el vórtice que se genera en la punta del ala, dicho fenómeno marca la diferencia entre el comportamiento de un perfil aerodinámico y un ala finita.

Figura 44: Vórtice de punta de ala.



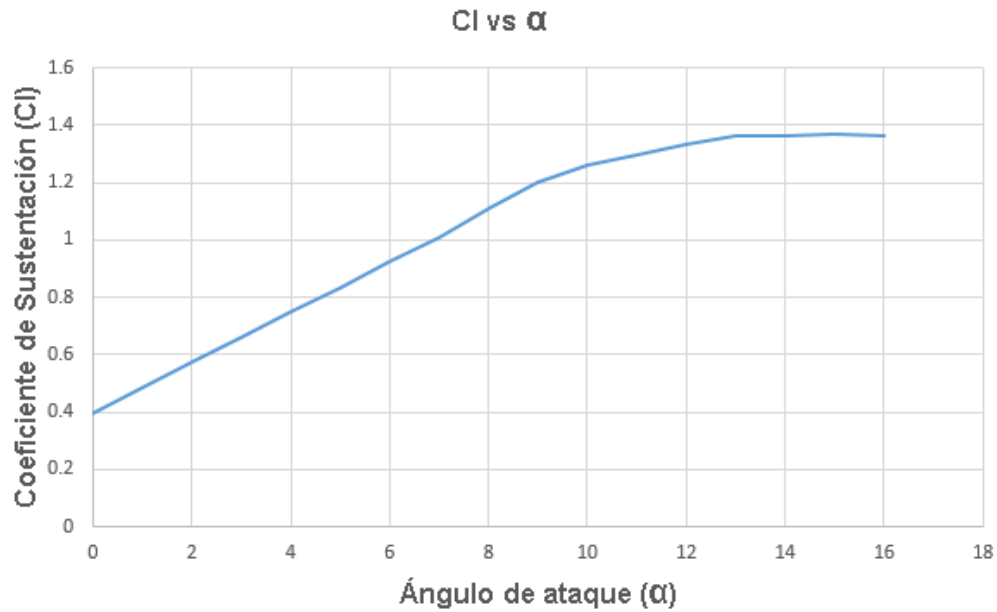
A continuación, en la tabla 27 se muestra los valores de C_L y C_D para diferentes ángulos de ataque.

Así también, en las figuras 45, 46 y 47, se muestra el gráfico C_L vs. Alpha, C_D vs. Alpha y C_L vs. C_D .

Tabla 27: Valores de C_L y C_D del ala para diferentes ángulos de ataque (Alpha), obtenido del Autodesk CFD.

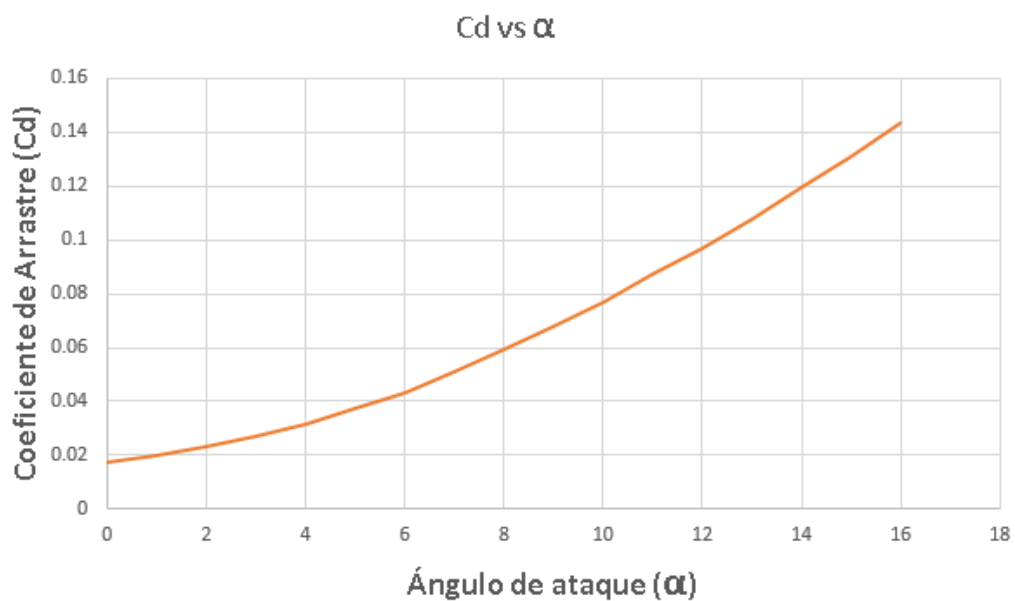
Alpha (α)	C_L	C_D
0	0,396	0,0172
1°	0,485	0,0199
2°	0,573	0,0229
3°	0,661	0,0268
4°	0,749	0,0316
5°	0,837	0,0371
6 °	0,924	0,0434
7°	1,011	0,0509
8°	1,112	0,0591
9°	1,202	0,0676
10°	1,262	0,0768
11°	1,299	0,0870
12°	1,335	0,0971
13°	1,362	0,1079
14°	1,366	0,1193
15°	1,367	0,1313
16°	1,365	0,1438

Figura 45: C_L vs α del ala del VANT, obtenido del Autodesk CFD.



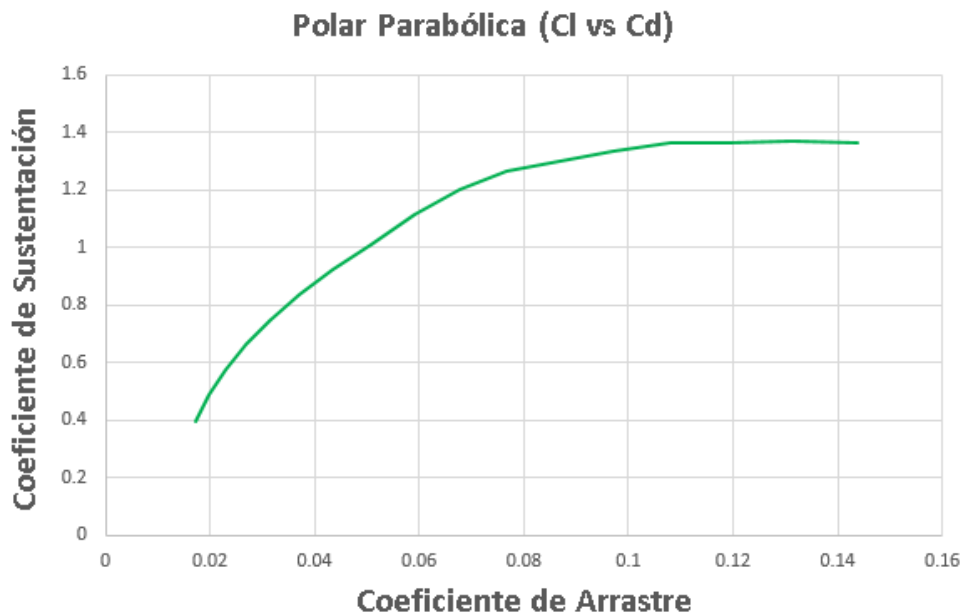
De la figura 45 y tabla 26, se observa que a un ángulo de ataque de 0° , el coeficiente de sustentación es de 0,396, mientras que para un ángulo de ataque de 16° , el coeficiente de sustentación es 1,365, de manera que dicho ángulo de ataque (16°) es el máximo y el aeromodelo inicia la entrada en pérdida.

Figura 46: C_D vs α del ala del VANT, obtenido del Autodesk CFD.



De la figura 46 y tabla 26, se observa que a un ángulo de ataque de 0° , el coeficiente de arrastre es 0,0172, mientras que para un ángulo de ataque de 16° , el coeficiente de arrastre es 0,1438, de manera que a mayor ángulo de ataque, mayor es el arrastre hasta que el aeromodelo entra en pérdida de sustentación.

Figura 47: Polar parabólica (C_L vs C_D) del ala, obtenido del Autodesk CFD.



De la figura 47 y tabla 26, se observa el comportamiento del coeficiente de sustentación con respecto al coeficiente de arrastre, de modo que al relacionarlas forman una gráfica parabólica. Esto demuestra que inicialmente al aumentar el ángulo de ataque, el coeficiente de sustentación y coeficiente de arrastre también aumenta, hasta llegar a su ángulo de ataque máximo (16°), en el cual el aeromodelo entra en pérdida y el coeficiente de sustentación disminuye, por lo tanto, el aeromodelo pierde fuerza de sustentación.

3.10 Dimensionamiento del Fuselaje

Como se menciona en el punto 2.12 (capítulo 2), se sabe que realizado la estimación del peso total, se puede calcular la longitud del fuselaje.

Así también, se utiliza la ecuación propuesta para calcular la longitud del fuselaje, el cual se menciona en el punto 2.12 (capítulo 2).

De la ecuación 15:

$$L_F = a * w_0^c$$

El valor de a y c , son datos obtenidos de una tabla que se detalla en [22, p. 110], así también, para una aeronave tipo homebuilt (VANT's), el valor de $a = 3,5$ y $c = 0,23$ para unidades de peso en libras (lb) y longitud en pies (ft).

Dato:

W_0 : 5 kg ~ 11 lb, entonces:

$$L_F = 3,5 * 11^{0,23} \text{ ft}$$

$$L_F = 6 \text{ ft} \sim 1,8 \text{ m.}$$

Obtenido la longitud del fuselaje, a continuación, se realiza la distribución de componentes, para así, calcular el diámetro del fuselaje, la distancia del brazo de cola y brazo de momento.

El valor del brazo de momento, es la distancia medida desde el centro de gravedad (CG) del VANT hasta el 25% de CMA de los estabilizadores, comenzando desde el borde de ataque. Para esto, se debe conocer la posición del centro gravedad [22, p. 111].

Por criterio de diseño, para que una aeronave aproveche de gran manera la fuerza de sustentación, a su vez, tenga una mayor autonomía, el centro de gravedad (CG) debe coincidir o aproximarse con el centro de presiones (CP) en los 3 ejes (Longitudinal,

transversal y vertical); sin embargo, en general por condiciones estructurales, no se logra hacer coincidir el CG con el CP totalmente en el eje vertical (eje Z), pero si se logra aproximarlos, mientras que en los ejes longitudinal y transversal (X, Y), si se logra hacer coincidir totalmente.

Así también, como se menciona en el punto 2.7.1, el centro de presiones es el rango de puntos en el cual la concentración de la fuerza de sustentación es mayor, entonces:

De la tabla 25, se tiene que el CP se ubica al 49.11% de la CMA, por lo tanto, es donde se debe posicionar el centro de gravedad (CG) (X, Y).

Así también, una vez realizado la distribución de componentes se puede determinar el diámetro del fuselaje, de manera que dichos componentes deben encajar sin presentar problemas.

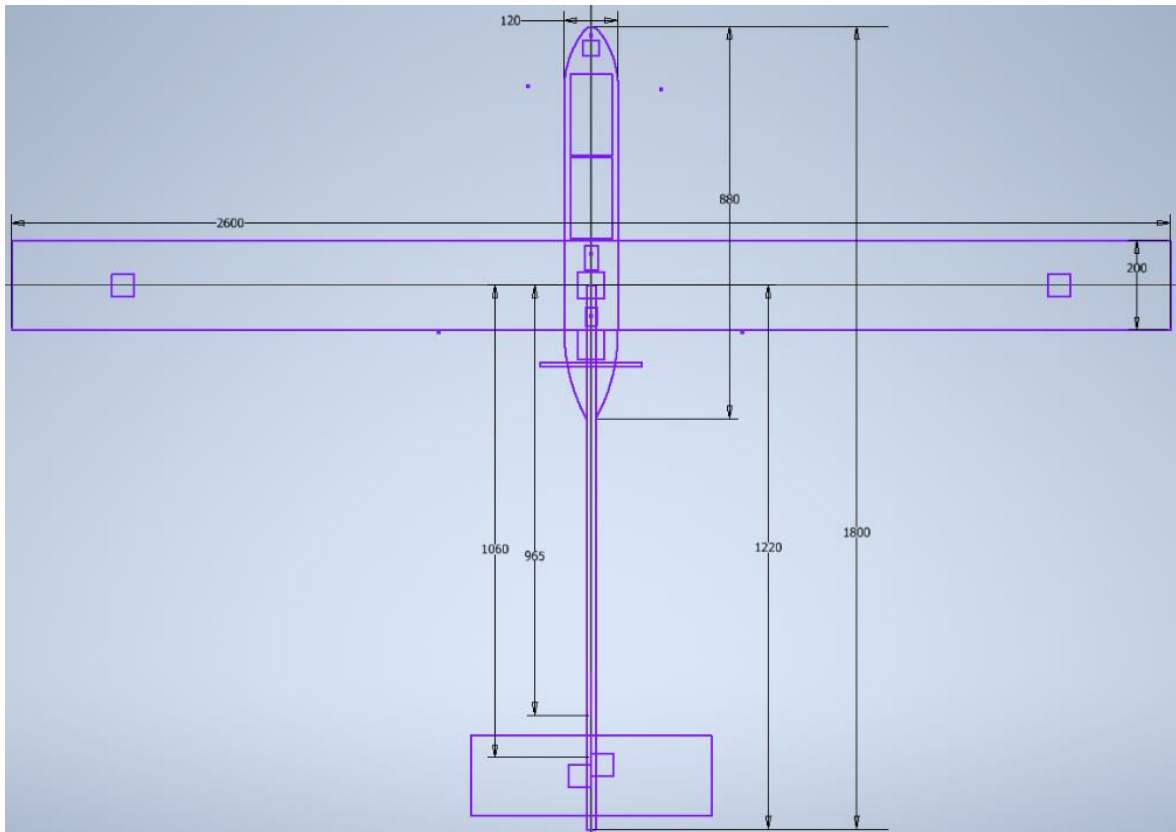
Nota: Cabe resaltar que el fuselaje a diseñar, se divide en 2 partes: la caja aerodinámica donde se montan los componentes y el brazo de cola de forma tubular alargada, de modo que al unir la caja aerodinámica con el brazo de cola, se obtiene el fuselaje total del VANT.

En la figura 48, se muestra las dimensiones del fuselaje, así mismo, para una mejor comprensión de dicha figura, se muestra la tabla 28.

Tabla 28: Dimensiones del Fuselaje.

Parámetros del Fuselaje	Dimensión
Longitud total del fuselaje	1,8 [m]
Diámetro del fuselaje	0,12 [m]
Longitud de la caja aerodinámica	0,88 [m]
Brazo de cola	1,22 [m]

Figura 48: Diámetro del Fuselaje, Longitud del Brazo de Cola y Caja del Fuselaje (Autodesk Inventor).



3.10.1 Criterio de Distribución de Componentes

Autopiloto: Su posición debe coincidir con el centro de gravedad (3 ejes) para una lectura exacta de los movimientos del VANT. Esto es debido a que el autopiloto posee un giróscopo integrado que se encarga de medir los giros de la aeronave.

Servomotores: 2 en la cola y 1 en cada alerón, debido a que estos componentes son los responsables de dar movimiento a las superficies de mando y control.

Baterías: todas las baterías se colocan en la parte delantera del fuselaje para un mejor equilibrio de la aeronave, de tal manera que contrarreste el peso de la cola.

Motor: El motor se coloca detrás del ala y empotrado en el fuselaje. Esta posición mantiene a los otros componentes aislados de las vibraciones producidas por el motor al girar a altas revoluciones.

Las vibraciones producidas por el motor afectan el rendimiento y posición de los otros componentes.

Transmisor (receptor) y ESC: Por su muy bajo peso su posición no altera el rendimiento de la aeronave en general; sin embargo, estos se colocan cerca al motor y autopiloto debido a la facilidad de conexión.

Cámara: Puede colocarse en la barriga o en la nariz del fuselaje; no obstante, debido a que el VANT no llevará trenes de aterrizaje, por seguridad de la cámara y para evitar el contacto de la cámara con el suelo, dicha cámara se coloca en la nariz del fuselaje.

3.11 Dimensionamiento de los Estabilizadores

Los estabilizadores están diseñados principalmente para proporcionar estabilidad y control a una aeronave, mientras que las alas, son las principales en proporcionar la sustentación [22, p. 67].

Así también, como se menciona en el punto 2.13 (capítulo 2), el área de los estabilizadores es directamente proporcional al área del ala, de modo que sus dimensiones varían dependiendo del tipo de cola.

De acuerdo a la configuración seleccionada, el tipo de cola para el VANT del presente proyecto es una cola con configuración en T (figura 21).

Para dimensionar los estabilizadores es necesario conocer los parámetros geométricos, tales como: Aspect Ratio (alargamiento alar) y Taper Ratio (estrechamiento alar), ambos para una cola en T. Dichos parámetros se toma de [22, p. 76], así también, se toma la constante de volumen para los estabilizadores de aeronaves tipo homebuilt (VANT's) que se detalla en [22, p. 112], los cuales se muestran en la tabla 29 junto con los parámetros ya calculados anteriormente.

Tabla 29: Datos para el dimensionamiento de los Estabilizadores.

Parámetros (Datos)	Dimensión
Superficie alar [S]	0,516 [m ²]
Cuerda media [CAM]	0,2 [m]
Brazo de momento de cola [L _b] del EH	1,06 [m]
Brazo de momento de cola [L _b] del EV	0,965 [m]
Envergadura del ala [b]	2,6 [m]
Constante de volumen EH [C _{ht}]	0,5
Constante de volumen EV [C _{vt}]	0,04
Aspect ratio EH [A _h]	3
Taper ratio EH [λ _h]	1
Aspect ratio EV [A _v]	0,7
Taper ratio EV [λ _v]	0,6

3.11.1 Dimensionamiento del Estabilizador Horizontal

Al igual que en el fuselaje, se utilizan las ecuaciones para calcular el área, envergadura y cuerda de los estabilizadores el cual se menciona en el punto 2.13 (capítulo 2).

De la ecuación 16:

$$S_h = \frac{2 * C_{ht} * CAM * S}{L_b}$$

$$S_h = \frac{2 * 0,5 * 0,2 * 0.516}{1,06} = 0,0972 \text{ m}^2$$

De la ecuación 18:

$$b_h = \sqrt{A_h * S_h}$$

$$b_h = \sqrt{3 * 0,0972} = 0,54 \text{ m}$$

De la ecuación 20:

$$C_{rh} = \frac{2 * S_h}{b_h(1 + \lambda_h)}$$

$$C_{rh} = \frac{2 * 0,0974}{0,54(1 + 1)} = 0,18 \text{ m}$$

De la ecuación 21:

$$C_{th} = \lambda_h * C_{rh}$$

$$C_{th} = 1 * 0,18 = 0,18 \text{ m}$$

3.11.2 Dimensionamiento del Estabilizador Vertical

De la ecuación 17:

$$S_v = \frac{C_{vt} * b * S}{L_b}$$

$$S_v = \frac{0,04 * 2,6 * 0,516}{0,965} = 0,056 \text{ m}^2$$

De la ecuación 19:

$$b_v = \sqrt{A_v * S_v}$$

$$b_v = \sqrt{0,7 * 0,056} = 0,2 \text{ m}$$

De la ecuación 21:

$$C_{rv} = \frac{2 * S_v}{b_v(1 + \lambda_v)}$$

$$C_{rv} = \frac{2 * 0,056}{0,2(1 + 0,6)} = 0,35 \text{ m}$$

De la ecuación 23:

$$C_{tv} = \lambda_v * C_{rv}$$

$$C_{tv} = 0,6 * 0,35 = 0,21 \text{ m}$$

A continuación, en la tabla 30 se muestran los resultados de los cálculos realizados.

Tabla 30: Dimensiones de los Estabilizadores.

Parámetros de los Estabilizadores	Dimensión
Superficie del EH	0,0972 [m ²]
Envergadura del EH	0,54 [m]
Cuerda de raíz del EH	0,18 [m]
Cuerda de punta del EH	0,18 [m]
Superficie del EV	0,056 [m ²]
Envergadura del EV	0,2 [m]
Cuerda de Raíz del EV	0,35 [m]
Cuerda de punta del EV	0,21 [m]

Figura 49: Dimensiones del Estabilizador Horizontal.

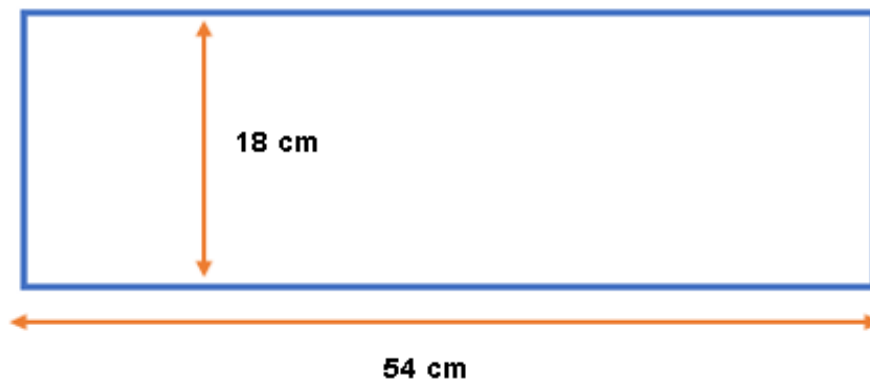
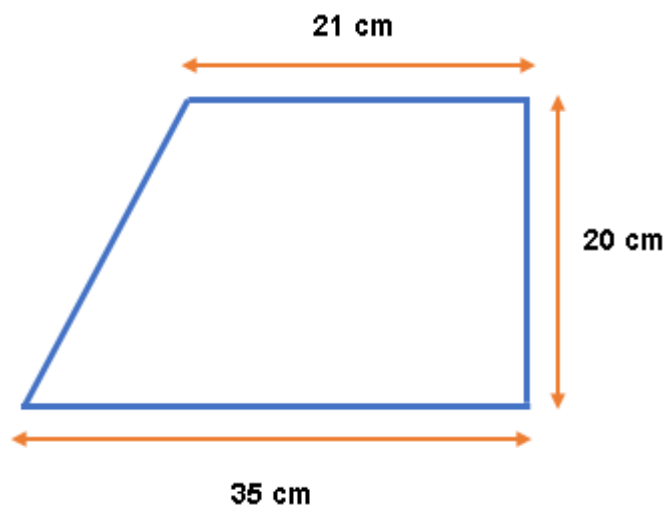


Figura 50: Dimensiones del Estabilizador Vertical.



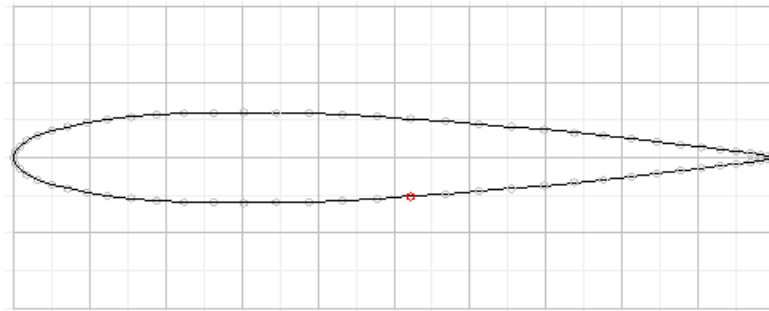
De las figuras 49 y 50, se tiene un dibujo referencial de las dimensiones del estabilizador horizontal y vertical realizado con los valores obtenidos de la tabla 30.

El perfil seleccionado para el diseño de los estabilizadores es el perfil simétrico NACA 0012, el cual se toma de [8, pp. 35-36], donde indica que el perfil aerodinámico NACA 0012 es el más utilizado para los estabilizadores de un VANT con características óptimas para la vigilancia, el cual se muestra en la figura 51.

Así también, se recomienda utilizar perfiles simétricos para diseñar los estabilizadores, debido a la facilidad de construcción y a la igualdad de sus superficies, es decir, tanto el

extradós como el intradós son de igual superficie, por lo que proporcionan la misma fuerza compensadora [13, p. 83].

Figura 51: Perfil Aerodinámico seleccionado, NACA 0012 (DesignFOIL).



3.11.3 Dimensionamiento del Timón de Profundidad (elevador), Timón de Dirección (Rudder) y Alerones

Al igual que la relación existente entre los estabilizadores con el ala (punto 3.11), el área, cuerda y envergadura de los alerones, rudder y elevador son directamente proporcional al área, cuerda y envergadura del ala, estabilizador vertical y estabilizador horizontal respectivamente, con la diferencia que no existe una ecuación directa para calcular estas superficies ni las dimensiones, por lo tanto, estos valores deben ser asumidos a criterio de diseñador [22, pp. 113-115].

Para dimensionar los controles de vuelo (alerones, rudder y elevador), se debe asumir 2 de los 3 parámetros físicos mencionados (cuerda, envergadura y/o superficie), debido a que el tercer parámetro será el resultado de los otros.

Para aeronaves tipo homebuilt (VANT's), se recomienda que el área estos controles de vuelo deben estar entre el 10% a 15% para los alerones y 20% a 35% para los estabilizadores [8, p. 50].

Nota: Cabe resaltar que tanto los alerones como el rudder y elevador, únicamente son utilizados para proporcionar giros a la aeronave, como también, la de brindar estabilidad

cuando es sometido a perturbaciones. A mayor superficie, mayor será el momento generado; es decir, mayor será el giro de la aeronave.

Conclusión: Se asume que la superficie de los alerones es del 14% de la superficie del ala con una cuerda del 35% de la cuerda del ala, mientras que la cuerda del timón de profundidad (elevador) es del 35% de la cuerda del estabilizador horizontal con una superficie del 35%. Por último, las cuerdas del rudder (C_r y C_p) son del 35% de las cuerdas del estabilizador vertical con una superficie del 35%.

A continuación, se realiza los cálculos respectivos.

3.11.3.1 Dimensionamiento de los Alerones

Datos:

$$S = 0,516 \text{ m}^2.$$

$$CAM = 0,2 \text{ m}.$$

$$S_a = \frac{0,516 * 14\%}{2}$$

$$S_a = 0,0361 \text{ m}^2 \quad \dots\dots\dots(a)$$

$$C_a = 0,2 * 35\%$$

$$C_a = 0,07 \text{ m} \quad \dots\dots\dots(b)$$

$$S_a = C_a * b_a \quad \dots\dots\dots(c)$$

(a) Y (b) en (c):

$$b_a = 0,52 \text{ m}$$

Donde:

S_a : área del alerón (m^2).

b_a : envergadura del alerón (m).

C_a : cuerda del alerón (m).

3.11.3.2 Dimensionamiento del Timón de Profundidad (Elevador)

Datos:

$$S_h = 0,0974 \text{ m}^2.$$

$$C_h = 0,18 \text{ m}.$$

$$S_e = 0,0974 * 35\%$$

$$S_e = 0,03409 \text{ m}^2 \dots\dots\dots(d)$$

$$C_e = 0,18 * 35\%$$

$$C_e = 0,063 \text{ m} \dots\dots\dots(e)$$

$$S_e = C_e * b_e \dots\dots\dots(f)$$

(d) y (e) en (f):

$$b_e = 0.54 \text{ m}$$

Donde:

S_e : área del elevador (m^2).

b_e : envergadura del elevador (m).

C_e : cuerda del elevador (m).

3.11.3.3 Dimensionamiento del Timón de Dirección (Rudder)

Datos:

S_v : 0,056 m².

C_r : 0,35 m.

C_p : 0,21 m.

$$S_r = 0,056 * 35\%$$

$$S_r = 0,0196 \text{ m}^2 \quad \dots\dots\dots(g)$$

$$C_{rr} = 0,35 * 35\%$$

$$C_{rr} = 0,1225 \text{ m} \quad \dots\dots\dots(h)$$

$$C_{pr} = 0,21 * 35\%$$

$$C_{pr} = 0,0735 \text{ m} \quad \dots\dots\dots(i)$$

$$S_r = \left(\frac{C_{rr} + C_{pr}}{2} \right) * b_r \quad \dots\dots\dots(j)$$

(g), (h) y (i) en (j):

$$b_r = 0,2 \text{ m}$$

Donde:

S_r : área del rudder (m^2).

b_r : envergadura del rudder = altura del rudder (m).

C_{rr} : cuerda de raíz del rudder (m).

C_{pr} : cuerda de punta del rudder (m).

En la tabla 31, se muestran los cálculos realizados.

Tabla 31: Dimensiones del Alerón, Elevador y Rudder.

Parámetros de los Controladores de Vuelo	Dimensión
Superficie de cada alerón	0,0361 [m^2]
Envergadura de cada alerón	0,52 [m]
Cuerda del alerón	0,07 [m]
Superficie del elevador	0,03409 [m^2]
Envergadura del elevador	0,54 [m]
Cuerda del elevador	0,063 [m]
Superficie del rudder	0,0196 [m^2]
Envergadura del rudder	0,2 [m]
Cuerda de raíz del rudder	0,1225 [m]
Cuerda de punta del rudder	0,0735[m]

De las figuras 52, 53 y 54, se tiene un dibujo referencial de las dimensiones del alerón, elevador y rudder, realizado con los valores obtenidos de la tabla 30.

Figura 52: Dimensiones del Alerón.

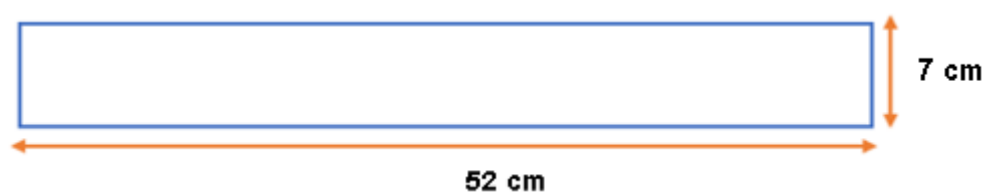


Figura 53: Dimensiones del Timón de Profundidad (elevador).

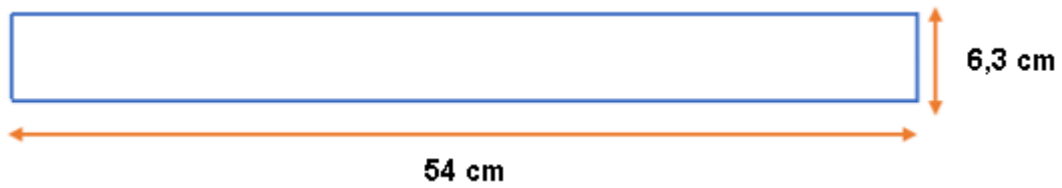
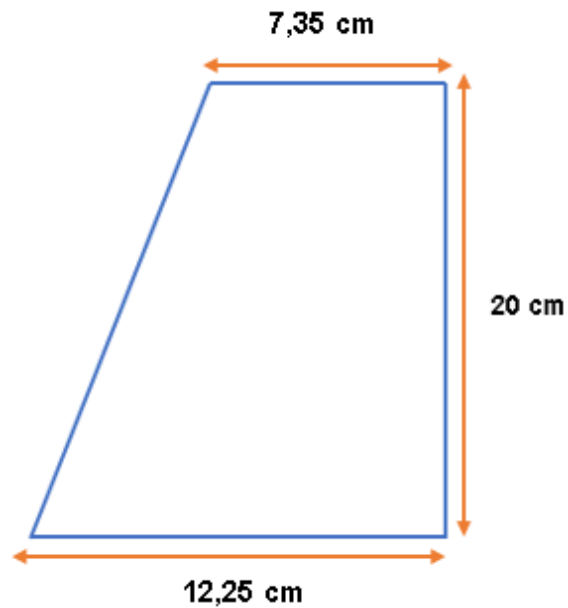


Figura 54: Dimensiones del Timón de Dirección (rudder).



3.12 Análisis de los Alerones y Estabilizadores

El análisis de las superficies de mando y control, tales como: alerones y estabilizadores, se realiza con el objetivo de conocer los parámetros aerodinámicos de estas superficies a su máxima deflexión. Para esto, se fija el ángulo de deflexión a $\pm 20^\circ$ como máximo, con la finalidad de no estresar a los servomotores y puedan soportar una carga considerable. Además, por ser un VANT de vigilancia, no requiere una elevada maniobrabilidad, así mismo, los momentos generados para los giros de este tipo de aeromodelos, son relativamente bajos.

A continuación, se muestran las figuras 55, 56 y 57 indicando el análisis realizado de los alerones y estabilizadores mediante el software DesignFOIL.

3.12.1 Análisis de los Alerones

Datos:

Perfil: NACA 4415; CMA: 0,2 m.

b_a : 20% = 0,52 m; C_a : 35% = 0,07 m; S_a : 14% = 0,0361 m².

Deflexión: 20°.

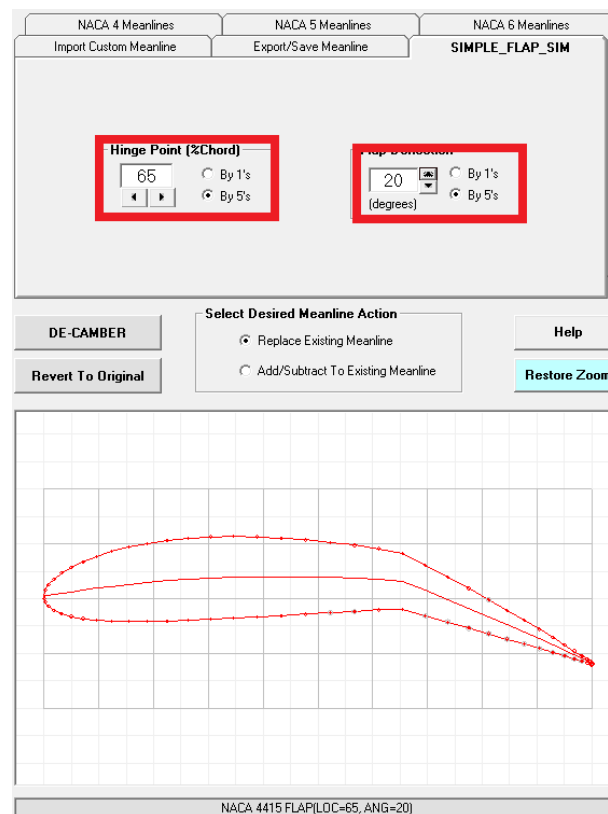
Altitud 643 m.s.n.m.

Velocidad crucero 17 m/s.

Brazo de momento: 0,99 m.

F_{0° : 24,6 N (Fuerza de sustentación a 0° de deflexión).

Figura 55: Perfil NACA 4415 con una deflexión de 20° del 35% de la cuerda obtenido en el DesignFOIL.



De la figura 55, se tiene el perfil seleccionado NACA 4415 a una deflexión de 20° del 35% de la cuerda, el cual se detalla en el punto 3.11.3 y 3.12, de modo que son las condiciones tomadas para iniciar el análisis de los alerones.

Figura 56: Número de Reynolds de los Alerones y Densidad del aire obtenido en el DesignFOIL.

The screenshot shows the 'Flow Conditions' tab in DesignFOIL. The 'Atmospheric Conditions' section on the left includes fields for Altitude (2110 Feet), Density (0.002233 Slugs/Cubic Foot), Temperature (51.49 °F), Pressure (1959.67 Pounds/Square Foot), Dynamic Pressure (3.43 PSF), Speed Of Sound (1108.2 Feet Per Second), and Viscosity (0.0000003695024 lb-sec / Ft^2). The 'Root Airfoil Reynolds Number and Velocity' section on the right shows a 'Get From Atmospheric Model' button, a text box with the value 234239, and a 'Resulting MACH NUMBER' of 0.050. Below these sections is a '3D Wing View' with a 3D model of a wing and aileron, and a 'WING LAYOUT NAME' field containing 'Alerón'. A large blue 'BUILD / ANALYZE' button is present, along with a red note: 'NOTE: Stall is not predicted with this tool'. At the bottom right are 'Help' and 'Close' buttons.

De la figura 56, se tiene que a una altitud de 643 m.s.n.m. la densidad del aire es de 1,1512 kg/m³, así también, se muestra el valor del número de Reynolds, el cual se indica en la tabla 32.

Figura 57: Fuerza de Alabeo a una deflexión de 20° de los Alerones obtenido en el DesignFOIL.

The screenshot shows the 'ANALYZE' tab in DesignFOIL. The 'Wing Analysis Options' section on the left includes a checked box for 'Assume elliptical lift degradation' and an 'Oswald Efficiency Factor' of 0.8. The 'Root-Airfoil Angle Of Attack' section shows a value of 2.000 Degrees. The 'Drag RESULTS' section displays Frictional Drag (0.33 Pounds), Induced Drag (0.47 Pounds), and TOTAL DRAG (0.88 Pounds). The 'Lift RESULTS' section shows Total Lift Force (LBS) as 17.29, Total Lift Coefficient as 0.888, and L/D as 19.73. The 'Moment RESULTS' section shows Total Pitching Moment (-1.58 FootPounds) and Moment Coefficient (-0.123). A large blue 'BUILD / ANALYZE' button is present, along with a red note: 'NOTE: Stall is not predicted with this tool'. At the bottom right are 'Help' and 'Close' buttons.

De la figura 57, se tiene que la fuerza de sustentación que se genera en el ala con los alerones deflectados a 20° es de +/- 38,46 N para cada alerón, con estos valores obtenidos de la figura 56 y 57, se pasa a calcular el momento que generan los alerones respecto al C.G., así también, se calcula el coeficiente de momento de alabeo (eje X).

$$F_a = F_{20^\circ} - F_{0^\circ}$$

$$F_a = 38,46 - 24,6$$

$$F_a = +/- 13,86 \text{ N}$$

De la ecuación 7:

$$M = F * D$$

$$M = 13,86 * 0,99$$

$$M = +/- 13,72 \text{ N.m}$$

De la ecuación 14:

$$C_m = \frac{2 * F}{\rho * S * V^2 * CMA}$$

$$C_m = \frac{2 * 13,86}{1,1512 * 0,516 * 17^2 * 0,2}$$

$$C_m = +/ - 0,807$$

A continuación, para una mejor comprensión de las figuras 56 y 57, se muestra la tabla 31, indicando los resultados obtenidos.

Tabla 32: Cálculo de los Parámetros Aerodinámicos de los Alerones.

Cálculo de los Parámetros Aerodinámicos de los Alerones.	
Numero de Reynolds [Re]	234239
Fuerza de alabeo de cada alerón [N]	+/- 13,86
Momento de alabeo de cada alerón (eje X) [N.m]	+/- 13,72
Coeficiente de momento para cada alerón	+/- 0,807
Densidad del aire a 643 m.s.n.m. [kg/m ³]	1,1512

Para conocer los diferentes valores de fuerza de sustentación y coeficiente de momento de los alerones, se realiza el mismo procedimiento del punto 3.12.1 para diferentes ángulos de deflexión.

A continuación, se muestra la tabla 32 indicando los valores de fuerza de sustentación, momento producido y coeficiente de momento para diferentes ángulos de deflexión.

Datos:

D: 0,99 m.

F_{0°}: 24,6 N (Fuerza de sustentación a 0° de deflexión del alerón).

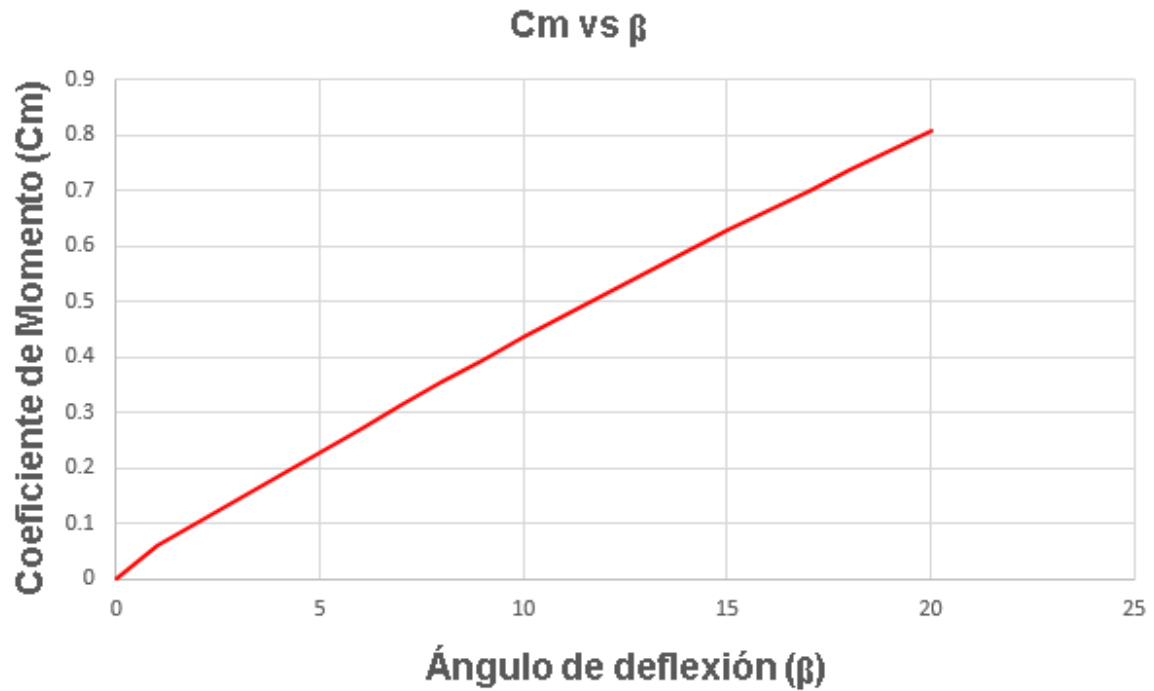
Altitud 643 m.s.n.m.

Velocidad crucero 17 m/s.

Tabla 33: Valores de C_m , Fuerza de Sustentación y Momento en cada Alerón para diferentes ángulos de deflexión (β), obtenido del software DesignFOIL.

Ángulo de Deflexión (β)	Coeficiente de Momento (C_m)	Fuerza de Sustentación de cada Alerón [N]	Momento producido de cada Alerón [N.m]
0	0	0	0
1°	+/- 0,0612	+/- 1,05	+/- 1,04
2°	+/- 0,104	+/- 1,78	+/- 1,76
3°	+/- 0,146	+/- 2,51	+/- 2,48
4°	+/- 0,189	+/- 3,25	+/- 3,218
5°	+/- 0,23	+/- 3,96	+/- 3,92
6 °	+/- 0,272	+/- 4,675	+/- 4,63
7°	+/- 0,314	+/- 5,39	+/- 5,34
8°	+/- 0,354	+/- 6,076	+/- 6,015
9°	+/- 0,396	+/- 6,79	+/- 6,72
10°	+/- 0,436	+/- 7,48	+/- 7,4
11°	+/- 0,474	+/- 8,14	+/- 8,06
12°	+/- 0,513	+/- 8,812	+/- 8,724
13°	+/- 0,552	+/- 9,48	+/- 9,39
14°	+/- 0,591	+/- 10,15	+/- 10,05
15°	+/- 0,629	+/- 10,79	+/- 10,68
16°	+/- 0,665	+/- 11,415	+/- 11,3
17°	+/- 0,701	+/- 12,04	+/- 11,92
18°	+/- 0,737	+/- 12,66	+/- 12,53
19°	+/- 0,772	+/- 13,26	+/- 13,13
20°	+/- 0,807	+/- 13,86	+/- 13,72

Figura 58: C_m vs β del Alerón, obtenido del software DesignFOIL.



De la figura 58 y tabla 33, se observa la relación del coeficiente de momento con respecto al ángulo de deflexión del alerón, de manera que al aumentar el ángulo de deflexión, aumenta el coeficiente de momento, en consecuencia, aumenta el momento producido y el giro (alabeo) del aeromodelo.

3.12.2 Análisis del Estabilizador Horizontal

Datos:

NACA 0012

$b_e = b_h = 0,54$ m.

CAM: 0,18 m.

C_e : 35% = 0,063 m.

S_e : 35% = 0,03409 m².

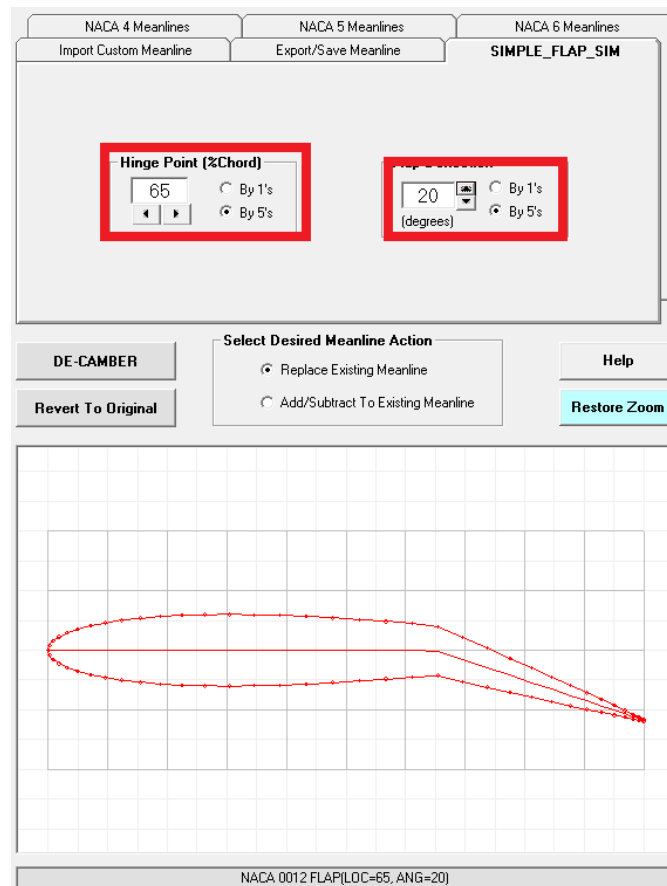
Deflexión: 20°.

Altitud: 643 m.s.n.m.

Velocidad crucero: 17 m/s.

Brazo de momento: 1,06 m.

Figura 59: Perfil NACA 0012 con una deflexión de 20° del 35% de la cuerda obtenido en el DesignFOIL.



De la figura 59, se tiene el perfil seleccionado NACA 0012 a una deflexión de 20° del 35% de la cuerda, el cual se detalla en el punto 3.11.3 y 3.12, de modo que son las condiciones tomadas para iniciar el análisis del estabilizador horizontal.

En la figura 60, se tiene que a una altitud de 643 m.s.n.m. la densidad del aire es de 1,1512 kg/m³, así también, se muestra el valor del número de Reynolds, el cual se indica en la tabla 34.

Figura 60: Número de Reynolds del Estabilizador Horizontal con una deflexión de 20° del Elevador obtenido en el DesignFOIL.

Figura 61: Fuerza de Cabeceo a una deflexión de 20° del Elevador obtenido en el DesignFOIL.

De la figura 61, se tiene que la fuerza de cabeceo que se genera en el estabilizador horizontal a una deflexión de 20° del elevador es de +/-16,64 N, con estos valores obtenidos de la figura 60 y 61, se pasa a calcular el momento que genera el estabilizador horizontal respecto al C.G., así también, se calcula el coeficiente de momento de cabeceo (eje Y).

De la ecuación 7:

$$M = F * D$$

$$M = 16,64 * 1,06$$

$$M = +/-17,64 \text{ N.m}$$

De la ecuación 14:

$$C_m = \frac{2 * F}{\rho * S_h * V^2 * C_h}$$

$$C_m = \frac{2 * 16,64}{1,1512 * 0,0974 * 17^2 * 0,18}$$

$$C_m = +/- 5,7$$

A continuación, para una mejor comprensión de las figuras 60 y 61 y de los cálculos realizados, se muestra la tabla 34 indicando los resultados obtenidos.

Tabla 34: Parámetros Aerodinámicos del Estabilizador Horizontal y Elevador.

Cálculo de los Parámetros Aerodinámicos del Estabilizador Horizontal con una deflexión de 20° del Elevador.	
Numero de Reynolds [Re]	210815
Fuerza de cabeceo [N]	16,64
Momento de cabeceo (eje Y) [N.m]	17,64
Coeficiente de momento [Cm]	+/- 5,7
Densidad del aire a 643 m.s.n.m. [kg/m ³]	1,1512

Para conocer los diferentes valores de fuerza de cabeceo y coeficiente de momento en el elevador, se realiza el mismo procedimiento del punto 3.12.2 para diferentes ángulos de deflexión.

A continuación, se muestra la tabla 35 indicando los valores de fuerza de cabeceo, momento producido y coeficiente de momento para diferentes ángulos de deflexión.

Datos:

D: 1,06 m.

Velocidad crucero 17 m/s.

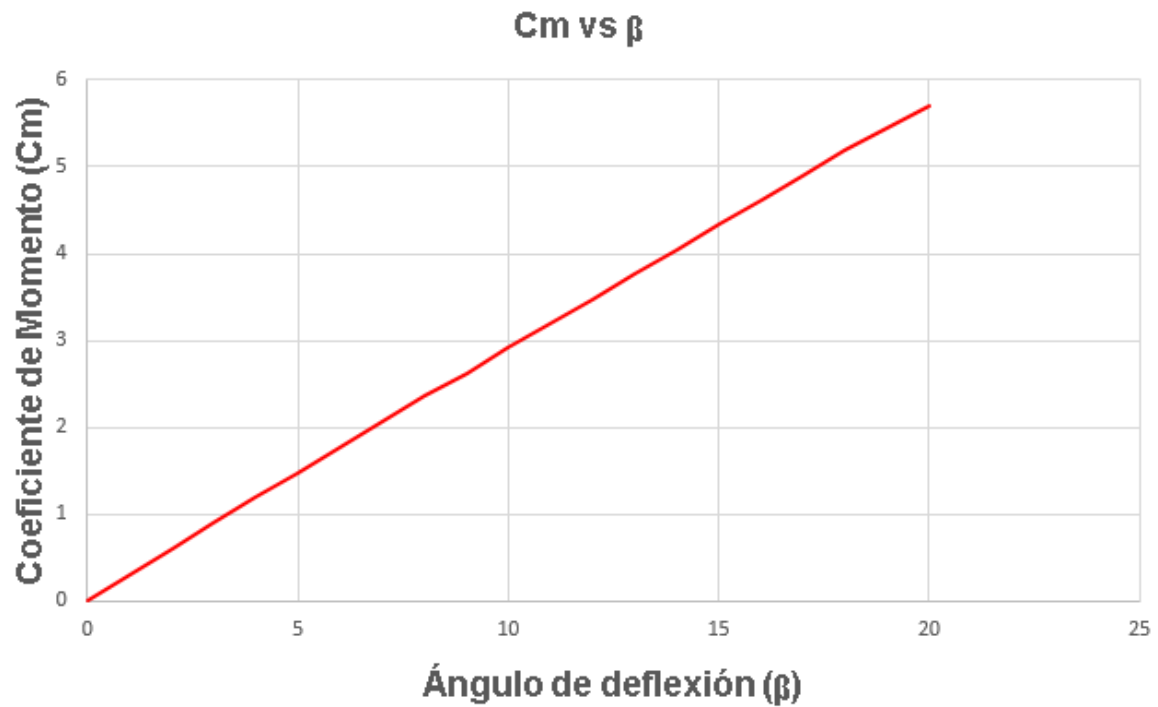
ρ : 1,1512 kg/m³.

Tabla 35: Valores de C_m , Fuerza de Cabeceo y Momento del Elevador para diferentes ángulos de deflexión

(β), obtenido del software DesignFOIL.

Ángulo de Deflexión (β)	Coeficiente de Momento (C_m)	Fuerza de Cabeceo [N]	Momento producido por el Elevador [N.m]
0	0	0	0
1°	+/- 0,305	+/- 0,89	+/- 0,9434
2°	+/- 0,61	+/- 1,78	+/- 1,887
3°	+/- 0,902	+/- 2,63	+/- 2,79
4°	+/- 1,19	+/- 3,48	+/- 3,69
5°	+/- 1,48	+/- 4,33	+/- 4,59
6 °	+/- 1,78	+/- 5,18	+/- 5,49
7°	+/- 2,064	+/- 6,02	+/- 6,38
8°	+/- 2,36	+/- 6,87	+/- 7,28
9°	+/- 2,63	+/- 7,68	+/- 8,14
10°	+/- 2,91	+/- 8,5	+/- 9,01
11°	+/- 3,2	+/- 9,34	+/- 9,9
12°	+/- 3,48	+/- 10,15	+/- 10,76
13°	+/- 3,76	+/- 10,97	+/- 11,63
14°	+/- 4,05	+/- 11,8	+/- 12,51
15°	+/- 4,33	+/- 12,64	+/- 13,4
16°	+/- 4,61	+/- 13,45	+/- 14,26
17°	+/- 4,9	+/- 14,3	+/- 15,16
18°	+/- 5,18	+/- 15,11	+/- 16,02
19°	+/- 5,45	+/- 15,91	+/- 16,86
20°	+/- 5,7	+/- 16,64	+/- 17,64

Figura 62: C_m vs β del Elevador, obtenido del software DesignFOIL.



De la figura 62 y tabla 35, se observa la relación del coeficiente de momento con respecto al ángulo de deflexión del elevador, de modo que al aumentar el ángulo de deflexión, aumenta el coeficiente de momento, en consecuencia, aumenta el momento producido y el giro (cabeceo) del aeromodelo.

3.12.3 Análisis del Estabilizador Vertical

Datos:

NACA 0012

b_v : 0,2 m.

C_{rr} : 35% = 0,1225 m.

C_{pr} : 35% = 0,0735 m.

S_v : 35% = 0,0196 m².

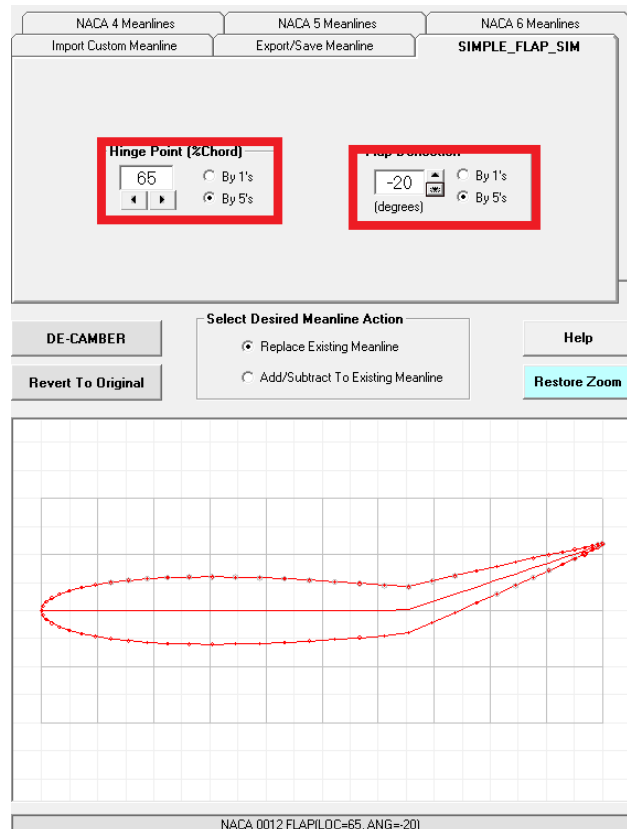
α_v : 20°.

Altitud: 643 m.s.n.m.

Velocidad crucero: 17 m/s.

Brazo de momento: 0,965 m.

Figura 63: Perfil NACA 0012 con una deflexión de 20° del 35% de la Cuerda Aerodinámica Media obtenido en el DesignFOIL.



De la figura 63, se tiene el perfil seleccionado NACA 0012 a una deflexión de 20° del 35% de la cuerda, el cual se detalla en el punto 3.11.3 y 3.12, de modo que son las condiciones tomadas para iniciar el análisis del estabilizador vertical.

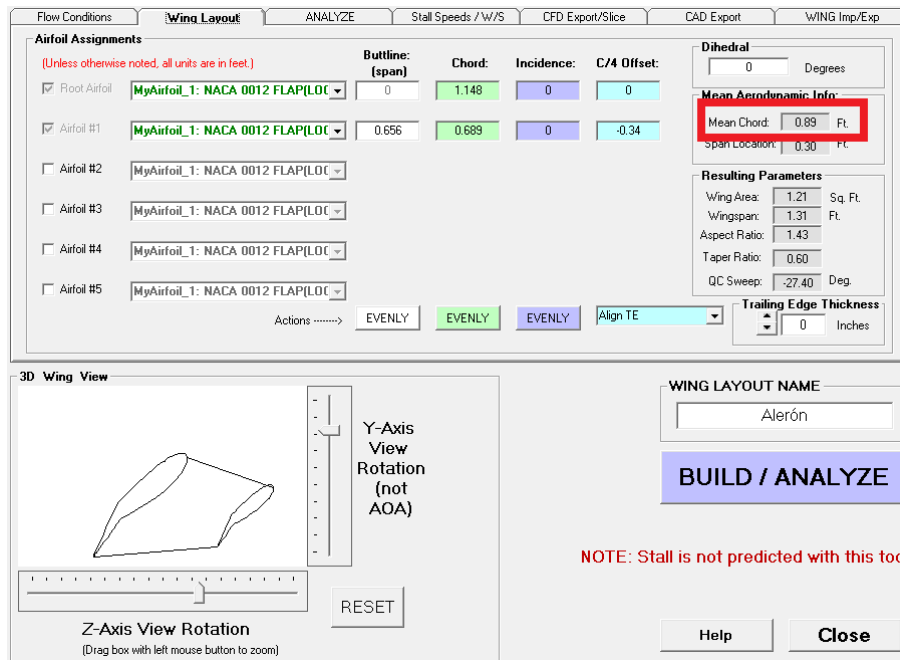
En la figura 64, se tiene que a una altitud de 643 m.s.n.m. la densidad del aire es de 1,1512 kg/m³, así también, se muestra el valor del número de Reynolds, el cual se indica en la tabla 36.

Figura 64: Número de Reynolds del Estabilizador Vertical con una deflexión de 20° obtenido en el DesignFOIL.

Figura 65: Fuerza de Guiñada a una deflexión de 20° del Rudder obtenido en el DesignFOIL.

De la figura 65, se tiene que la fuerza de guiñada que se genera en el estabilizador vertical a una deflexión de 20° del rudder es de +/- 9,85 N.

Figura 66: Cuerda Aerodinámica Media del Estabilizador Vertical obtenido en el DesignFOIL.



De la figura 66, se tiene que el valor de la cuerda aerodinámica media del estabilizador vertical es 0,27 m. Con estos valores obtenidos, se pasa a calcular el momento que ejerce el estabilizador vertical respecto al C.G., así también, se calcula el coeficiente de momento de guiñada (eje Z).

De la ecuación 7:

$$M = F * D$$

$$M = 9,85 * 0,965$$

$$M = +/- 9,5 \text{ N}$$

De la ecuación 14:

$$C_m = \frac{2 * F}{\rho * S_v * V^2 * C_v}$$

$$C_m = \frac{2 * 9,85}{1,1512 * 0,056 * 17^2 * 0,27}$$

$$C_m = +/- 3,92$$

A continuación, para una mejor comprensión de las figuras 64, 65 y 66, se muestra la tabla 36 indicando los resultados obtenidos.

Tabla 36: Parámetros Aerodinámicos del Estabilizador Vertical y Rudder.

Cálculo de los Parámetros Aerodinámicos del Estabilizador Vertical con una deflexión de 20° del Rudder.	
Numero de Reynolds [Re]	316223
Fuerza de guiñada [N]	+/- 9,85
Momento de guiñada (eje Z) [N.m]	+/- 9,5
Coeficiente de momento [Cm]	+/- 3,92
Cuerda aerodinámica media del EV [m]	0,27
Densidad del aire a 643 m.s.n.m. [kg/m ³]	1,1512

Para conocer los diferentes valores de fuerza de guiñada y coeficiente de momento en el rudder, se realiza el mismo procedimiento del punto 3.12.3 para diferentes ángulos de deflexión.

A continuación, se muestra la tabla 37 indicando los valores de fuerza de guiñada, momento producido y coeficiente de momento para diferentes ángulos de deflexión.

Datos:

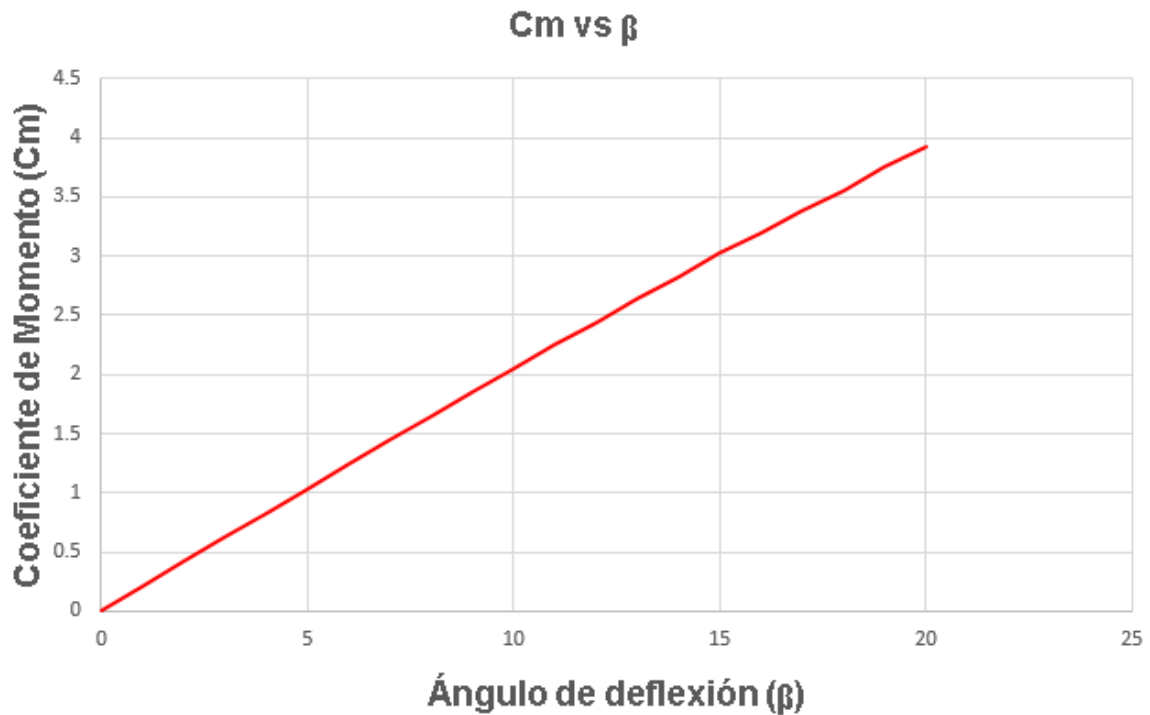
D: 0,965 m.

Tabla 37: Valores de C_m , Fuerza de Guiñada y Momento del Rudder para diferentes ángulos de deflexión (β),

obtenido del software DesignFOIL.

Ángulo de Deflexión (β)	Coefficiente de Momento (C_m)	Fuerza de Guiñada [N]	Momento producido por el Rudder [N.m]
0	0	0	0
1°	+/- 0,212	+/- 0,534	+/- 0,515
2°	+/- 0,417	+/- 1,05	+/- 1,01
3°	+/- 0,628	+/- 1,58	+/- 1,52
4°	+/- 0,831	+/- 2,09	+/- 2,02
5°	+/- 1,034	+/- 2,6	+/- 2,5
6 °	+/- 1,24	+/- 3,11	+/- 3,01
7°	+/- 1,45	+/- 3,65	+/- 3,52
8°	+/- 1,65	+/- 4,138	+/- 3,99
9°	+/- 1,85	+/- 4,65	+/- 4,49
10°	+/- 2,05	+/- 5,16	+/- 4,98
11°	+/- 2,25	+/- 5,65	+/- 5,45
12°	+/- 2,44	+/- 6,14	+/- 5,93
13°	+/- 2,64	+/- 6,63	+/- 6,4
14°	+/- 2,83	+/- 7,12	+/- 6,87
15°	+/- 3,02	+/- 7,59	+/- 7,32
16°	+/- 3,2	+/- 8,05	+/- 7,77
17°	+/- 3,39	+/- 8,52	+/- 8,22
18°	+/- 3,56	+/- 8,96	+/- 8,65
19°	+/- 3,75	+/- 9,43	+/- 9,1
20°	+/- 3,92	+/- 9,85	+/- 9,51

Figura 67: C_m vs β del Rudder, obtenido del software DesignFOIL.



De la figura 67 y tabla 37, se observa la relación del coeficiente de momento con respecto al ángulo de deflexión del rudder, de modo que al aumentar el ángulo de deflexión, aumenta el coeficiente de momento, en consecuencia, aumenta el momento producido y el giro (guiñada) del aeromodelo.

3.13 Selección del Material principal para el VANT

Para la selección del material principal del VANT, se muestra la tabla 38 indicando los diferentes materiales utilizados para la construcción de VANT's y que están disponibles en el mercado. La tabla indica las ventajas y desventajas de cada material.

Tabla 38: Cuadro de Ventajas y Desventajas cada material utilizado en Aeromodelismo [58], [4].

Material	Ventajas	Desventajas
Madera balsa	Precio económico, material con facilidad de corte, alta resistencia mecánica.	Peso un poco elevado, difícil construcción, poco estético.
Plástico y Fibra de Vidrio	Alta resistencia mecánica, buena durabilidad.	Precio elevado, material antiestético, difícil construcción, peso un poco elevado.
Aluminio	Buena durabilidad, alta resistencia mecánica, material estético.	Precio elevado, peso elevado, difícil construcción.
Polipropileno Expandido (PPE)	Material económico, regular resistencia mecánica, buena durabilidad, fácil construcción, material impermeable, estético.	Peso un poco elevado, difícil construcción.
Poliestireno Expandido (EPS)	Material económico, fácil de adquirir, bajo peso, regular resistencia mecánica, fácil construcción, buena durabilidad, aislante térmico, material impermeable.	Poco estético.
Fibra de Carbono	Material de bajo peso, buena resistencia mecánica, buena durabilidad, muy estético.	Material costoso, interfiere con las ondas de RF.

De la tabla 38, se observa que el material que ofrece mayores ventajas y menores desventajas, es el poliestireno expandido (EPS), mejor conocido como tecnopor, el cual es

el material principal seleccionado para el diseño de la plataforma del VANT. Sin embargo, a juicio de expertos en aeromodelismo, al tratarse de una plataforma hecha únicamente de algún tipo de polímero (EPS), durante el vuelo existe un elevado riesgo al quiebre o fractura de la plataforma (principalmente el ala), debido a su insuficiente resistencia mecánica, por lo que es necesario reforzar el material, de tal manera que se obtenga un material compuesto con mayor resistencia mecánica y química.

Entonces, para el refuerzo del material principal se toma las siguientes selecciones.

Largueros de fibra de carbono, debido a que son los más disponibles en el mercado y más utilizados por expertos en aeromodelismo, a su vez, ofrecen una elevada resistencia mecánica manteniendo un bajo peso.

Malla o tela de fibra de vidrio para el revestimiento, debido a su bajo peso y fácil adquisición, así también, ofrecen una elevada resistencia química (humedad) e impermeabilidad.

Resina Epoxi para el revestimiento y pegado de la fibra de vidrio y varillas sujetadoras de los componentes de la plataforma. Esta selección es debido a su fácil adquisición y su elevada resistencia mecánica con bajo peso, así también, en aeromodelismo la resina epoxi es considerado el pegamento más fuerte a utilizar.

La cantidad de masa y volumen del refuerzo estructural a utilizar, depende directamente del área de la plataforma y de las dimensiones del ala, por lo tanto, se detallará más adelante luego de obtener el área y dimensión de cada componente a reforzar.

Así también, en el análisis estructural que se detalla más adelante, se determina la carga máxima que experimenta la plataforma en vuelo y la carga mínima que se requiere para la rotura, de modo que se determinará si el VANT con el material seleccionado y reforzado, es capaz de soportar dichas cargas sin presentar problemas estructurales, por el cual solo de ser necesario, se deberá realizar un cambio del material.

Conclusión: El material determinado para la plataforma del VANT es un material compuesto (Composite), donde el material principal seleccionado para desarrollar el diseño

del VANT es el poliestireno expandido (EPS), mejor conocido como tecnopor. Dicha selección es debido a que es el material que brinda mayores ventajas y menores desventajas, tales como: facilidad de diseño, corte, construcción y adquisición, así también, en comparación de los otros materiales, el tecnopor (EPS) es el material más liviano conservando una regular resistencia mecánica. A su vez, el refuerzo seleccionado para la plataforma son: largueros de fibra de carbono, resina epoxi y malla de fibra de vidrio, de modo que mediante el análisis estructural se determinará su viabilidad para soportar las cargas durante el vuelo.

El material seleccionado para el brazo de cola es el nylon. Esta selección se realiza a juicio de expertos en aeromodelismo, a su vez, el brazo cola hecho de nylon es el más utilizado para VANT's de ala fija, debido a su bajo costo, durabilidad y su alta resistencia mecánica.

Nota: Cabe resaltar que los 04 VANT's que se presenta como modelos (figura 20) y que tienen misiones y autonomía similares al propuesto en este proyecto, están fabricados de material compuesto donde el material principal es un tipo de polímero (tabla 7), tal cual es el poliestireno expandido (EPS), mejor conocido como tecnopor.

3.14 Dibujo del VANT.

El dibujo del VANT se realiza en 4 partes: Dibujo del ala, fuselaje, estabilizador horizontal y estabilizador vertical, así también, se muestra la densidad del material, área, volumen, peso y centro de gravedad (C.G.) de cada parte del VANT con el material seleccionado.

3.14.1 Dibujo del Ala y Alerones

En la figura 68, se muestra el dibujo del ala y alerones con el material principal seleccionado realizado en el software Autodesk Inventor.

En la figura 69, se muestra las propiedades físicas del ala, tales como: tipo de material, densidad, área, volumen, peso y centro de gravedad.

Figura 68: Dibujo del Ala obtenido en el Autodesk Inventor.

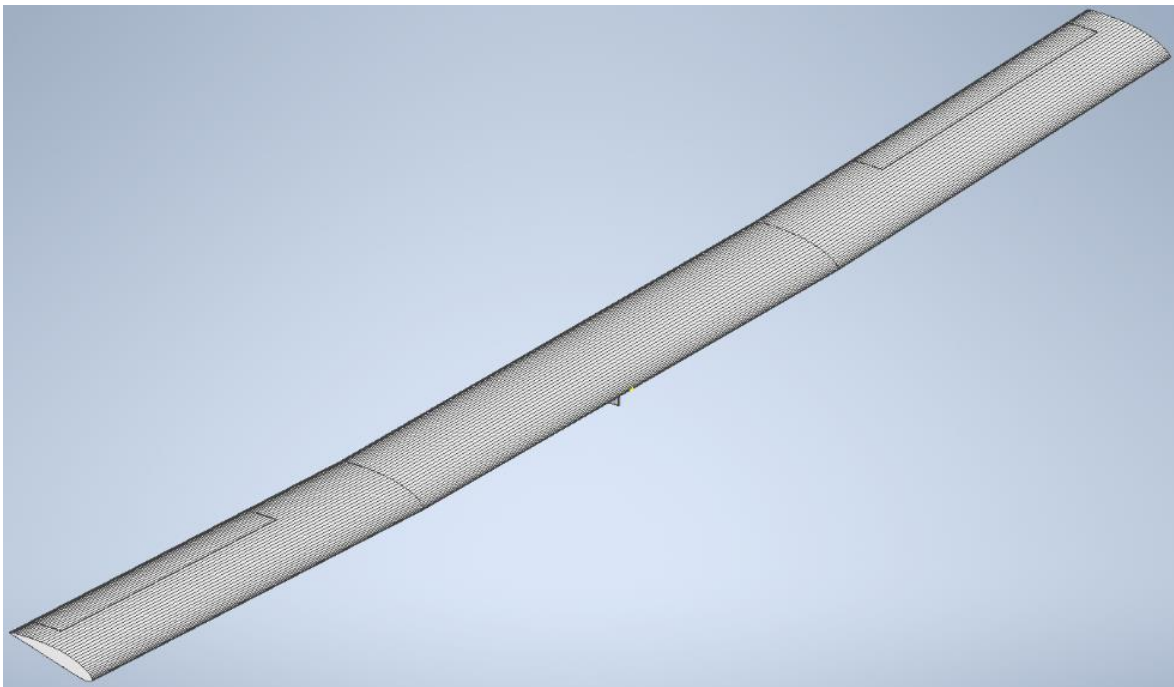


Figura 69: Densidad, Área, Volumen, Peso y CG del Ala obtenidos en el Autodesk Inventor.

iPropiedades de Ala total

General Resumen Proyecto Estado Personalizadas Guardar **Propiedades físicas**

Sólidos
La pieza Actualizar

Material
Poliestireno Portapapeles

Densidad 0.019 g/cm³ Precisión solicitada Alta

Propiedades generales

		Centro de gravedad*	
Masa	0.209 kg	X	85.141 mm (Error rel)
Área	1100334.790 mm ²	Y	17.953 mm (Error rel)
Volumen	11006966.025 mm ³	Z	0.000 mm (Error rel)

3.14.2 Dibujo del Fuselaje y Brazo de Cola

En la figura 70 y 71, se muestra el dibujo del fuselaje con el material seleccionado (poliestireno expandido) y brazo de cola (nylon) respectivamente realizado en el software Autodesk Inventor.

Figura 70: Dibujo del Fuselaje obtenido en el Autodesk Inventor.

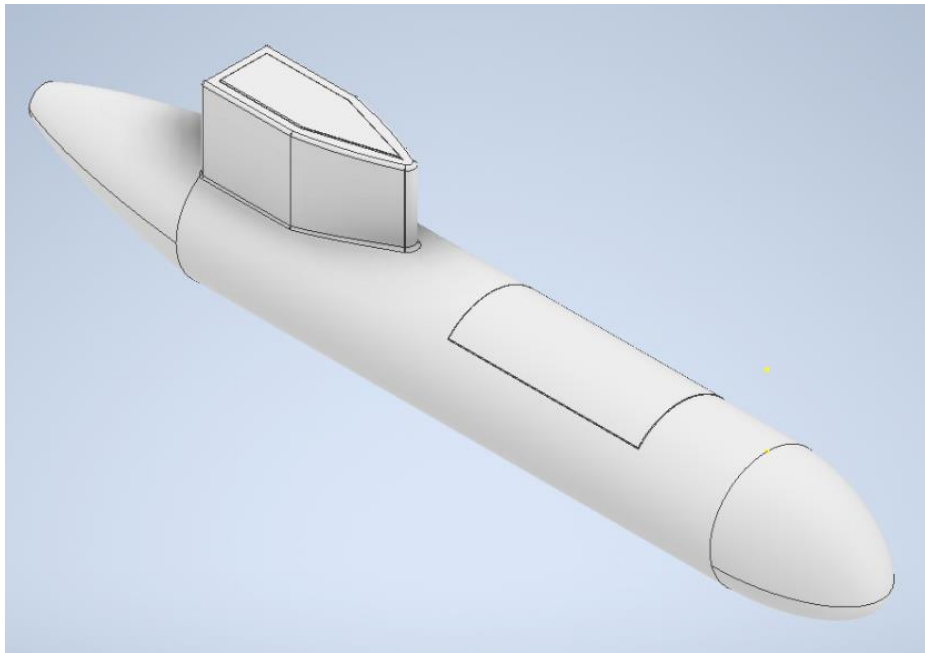


Figura 71: Dibujo del Brazo de Cola obtenido en el Autodesk Inventor.



En la figura 72 y 73, se muestra las propiedades físicas del fuselaje y brazo de cola, tales como: tipo de material, densidad, área, volumen, peso y centro de gravedad.

Figura 72: Densidad, Área, Volumen, Peso y CG del Fuselaje obtenidos en el Autodesk Inventor.

iProperties de Fuselaje

General Resumen Proyecto Estado Personalizadas Guardar Propiedades físicas

Sólidos

La pieza

Material: Poliestireno

Densidad: 0.019 g/cm³

Precisión solicitada: Alta

Propiedades generales

Masa: 0.109 kg

Área: 507077.444 mm²

Volumen: 5713546.561 mm³

Centro de gravedad*

X: -333.241 mm (Error rel)

Y: 16.559 mm (Error rel)

Z: 0.000 mm (Error rel)

Figura 73: Densidad, Área, Volumen, Peso y CG del Brazo de Cola obtenidos en el Autodesk Inventor.

iProperties de Brazo de cola

General Resumen Proyecto Estado Personalizadas Guardar Propiedades físicas

Sólidos

La pieza

Material: Nilón, bisulfuro de molibdeno

Densidad: 0.900 g/cm³

Precisión solicitada: Baja

Propiedades generales

Masa: 0.553 kg

Área: 111467.838 mm²

Volumen: 614781.497 mm³

Centro de gravedad*

X: -702.340 mm (Error rel)

Y: -4.021 mm (Error rel)

Z: -0.000 mm (Error rel)

3.14.3 Dibujo del Estabilizador Horizontal y Elevador

En la figura 74, se muestra el dibujo del estabilizador horizontal y elevador con el material principal seleccionado (poliestireno expandido) realizado en el software Autodesk Inventor.

En la figura 75, se muestra las propiedades físicas del estabilizador horizontal, tales como: tipo de material, densidad, área, volumen, peso y centro de gravedad.

Figura 74: Dibujo del Estabilizador Horizontal obtenido en el Autodesk Inventor.

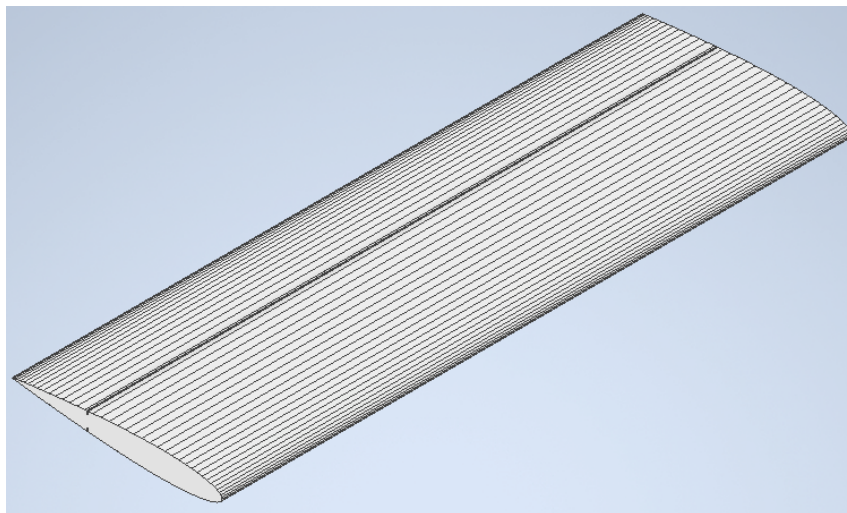


Figura 75: Área, Volumen, Peso y CG del Estabilizador Horizontal obtenidos en el Autodesk Inventor.

iProperties de Estabilizador Horizontal

General Resumen Proyecto Estado Personalizadas Guardar Propiedades físicas

Sólidos
La pieza Actualizar

Material
Poliestireno Portapapeles

Densidad 0.019 g/cm³ Precisión solicitada Alta

Propiedades generales

Centro de gravedad*	
Masa 0.027 kg	X 75.707 mm (Error n)
Área 203623.284 mm ²	Y 0.000 mm (Error rel)
Volumen 1436853.209 mm ³	Z -270.000 mm (Error)

3.14.4 Dibujo del Estabilizador Vertical y Rudder

En la figura 76, se muestra el dibujo del estabilizador vertical y rudder con el material principal seleccionado (poliestireno expandido) realizado en el software Autodesk Inventor.

Figura 76: Dibujo del Estabilizador Vertical obtenido en el Autodesk Inventor.

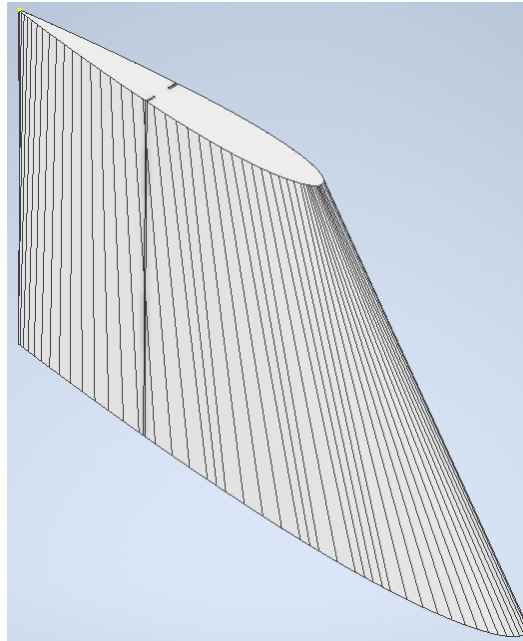


Figura 77: Área, Volumen, Peso y CG del Estabilizador Vertical obtenidos en el Autodesk Inventor.

iProperties de Estabilizador Vertical

General Resumen Proyecto Estado Personalizadas Guardar Propiedades físicas

Sólidos
La pieza Actualizar

Material
Poliestireno Portapapeles

Densidad
0.019 g/cm³

Precisión solicitada
Alta

Propiedades generales

		Centro de gravedad*	
Masa	0.025 kg	X	-167.484 mm (Error rel)
Área	128353.327 mm ²	Y	83.520 mm (Error rel)
Volumen	1302296.410 mm ³	Z	0.115 mm (Error rel)

De la figura 77, se tiene las propiedades físicas del estabilizador vertical, tales como: tipo de material, densidad, área, volumen, peso y centro de gravedad.

3.15 Estabilidad Estática del VANT

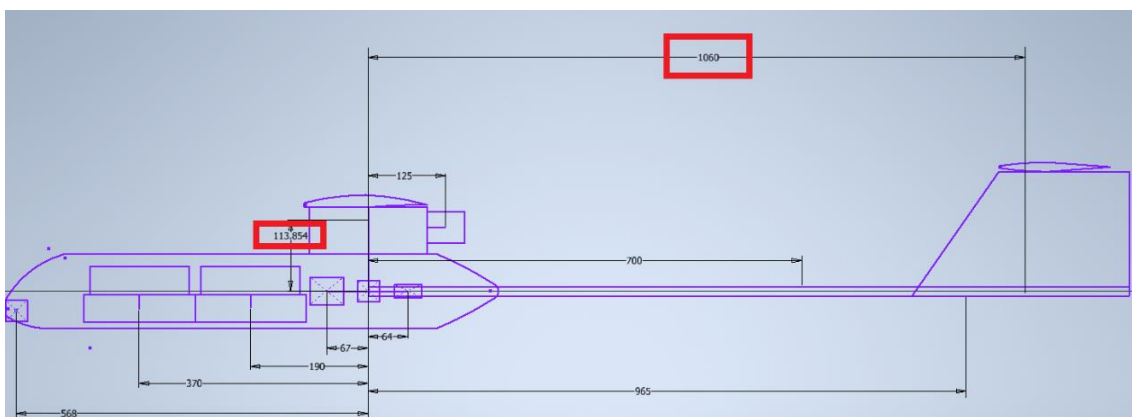
La estabilidad estática del VANT, consiste en mantener los pesos correctamente distribuidos, de tal manera que el peso tomado desde el centro de gravedad hacia la cola sea el mismo que el peso tomado desde el centro de gravedad hacia la nariz, así también, el peso del centro de gravedad hacia cada punta de ala, deben ser el mismo.

Para esto, se debe aplicar la teoría de momentos teniendo como referencia el centro de gravedad, de tal forma que los momentos de sentido horario sea igual a los momentos de sentido antihorario, como también, la suma de todos estos momentos generados respecto al centro de gravedad, debe ser cero.

De ser el caso que la suma de momentos sea diferente de cero, se debe aplicar la técnica de lastre. Esta técnica consiste en adicionar un peso en algún punto determinado, de modo que este compense los momentos generados y el VANT se encuentre estáticamente equilibrado.

A continuación, se muestra la figura 78 indicando las distancias de cada componente respecto al centro de gravedad para el cálculo de los momentos.

Figura 78: Distancias de cada Componente respecto al CG.



Los pesos de cada componente electrónico se muestran en las tablas, 10, 14, 16, 19, 21 y 23, mientras que los pesos de cada componente de la estructura del VANT se muestran en las figuras, 69, 72, 73, 75 y 77.

Para una mayor comprensión de lo expuesto, se muestra la tabla 39 indicando las distancias calculadas de la figura 78 y las masas de cada componente para realizar el cálculo de los momentos respecto al centro de gravedad (C.G.).

Tabla 39: Masas, Distancias y Momentos de los Componentes respecto al CG.

Componentes	Masa [kg]	Fuerza [N]	Distancia [m]	Momento [F*D]
Ala	0.21	2.06	1.2	2.47
Fuselaje	0.11	1.08	0.259	0.28
Brazo de cola	0.55	5.4	0.7	+3.8
Estabilizador horizontal	0.027	0.265	1.06	+0.281
Estabilizador vertical	0.025	0.2453	0.965	+0.237
Motor	0.29	2.85	0.125	+0.356
ESC	0.075	0.74	0.064	+0.0474
Transmisor (receptor)	0.01	0.1	0.067	0.0067
Cámara	0.018	0.177	0.568	0.1
Batería 1	2,63	25.8	0.19	4.9
Baterías 2 y 3	1.3	12.75	0.37	4.72

A continuación, se realiza el cálculo de los momentos de los componentes respecto al centro de gravedad (C.G.).

De la ecuación 7:

$$\Sigma M = \Sigma (F * D) = 0$$

Horario (+) y Antihorario (-):

$$M + 3,8 + 0,281 + 0,237 + 0,344 + 0,0474 - 2,47 - 0,28 - 0,0067 - 0,1 - 3,7 - 4,68 = 0$$

$$M + 4,71 - 12,48 = 0$$

$$M = + 7,77 \text{ N.m}$$

Del cálculo realizado, el resultado indica que existe un exceso de peso en la nariz del VANT, el cual genera un exceso de momento equivalente a 7.77 N.m; sin embargo, como se mencionó anteriormente, la solución más viable en estos casos es aplicar la técnica de “lastre”, que consiste en la de compensar el momento en la cola agregando un peso adicional equivalente al mismo valor (7,77 N.m), de tal manera que los pesos y los momentos sean iguales respecto al centro de gravedad, para así, equilibrar estáticamente al VANT.

Para conocer el peso que se le debe adicionar a la cola del VANT, primero se debe definir la distancia respecto al centro de gravedad (C.G.) donde esta se debe ubicar.

Para este caso, la ubicación del peso adicional se encuentra en la punta de la cola a una distancia de 1,22 metros respecto al centro de gravedad (tabla 28), debido a que se busca generar el momento requerido agregando el menor peso posible.

De la ecuación 7:

$$M = F * D$$

$$7,77 = F * 1,22$$

$$F = 6,37 \text{ N}$$

Una vez calculada la fuerza, se obtiene la masa que se debe adicionar, $g = 9,81 \text{ m/s}^2$.

$$m = \frac{6,37}{9,81}$$

$$m = 0.649 \text{ kg}$$

Conclusión: Se debe aplicar la técnica de lastre para compensar el momento de 7.77 N.m en la cola, donde la masa a adicionar es de 0.649 kg a una distancia de 1.22 m respecto al centro de gravedad.

La estabilidad con respecto al eje longitudinal, es decir, desde el centro de gravedad a cada punta de ala, por defecto se considera estáticamente estable, debido a que no lleva ningún componente adicional que varié el peso, de manera que depende únicamente de la posición que se ubique el ala, el cual por criterio dicha ala se debe ubicar exactamente al centro de su eje con el centro del eje del fuselaje, de tal manera que el peso y dimensión del ala izquierda sea el mismo peso y dimensión del ala derecha.

3.16 Cálculo del Peso Máximo del VANT

El peso máximo del VANT, consiste en la suma del peso vacío de la plataforma (estructura, motor, lastre, refuerzo estructural) y el peso de la carga útil (componentes electrónicos).

El peso del refuerzo estructural consiste en la suma del peso del revestimiento con el peso de los largueros para la unión de las alas.

En el punto 3.13 (selección del material), para el revestimiento de la plataforma se seleccionó a la resina epoxi y malla de fibra de vidrio, mientras que para el refuerzo de las alas se seleccionó los largueros de fibra de carbono.

La cantidad de fibra de vidrio y resina que se debe utilizar depende del área de la plataforma, mientras que los largueros dependen únicamente de las dimensiones del ala. Entonces, de las figuras 69, 72, 75 y 77, se tiene el área de cada componente a revestir, los cuales sumando el área de dichos componentes (ala, fuselaje, estabilizador horizontal y estabilizador vertical), se obtiene el área total, el cual su valor es de 1.93 m^2 .

$$1.93 \text{ m}^2 \approx 2 \text{ m}^2.$$

Realizando una aproximación del valor del área, se obtiene que el área total del VANT que debe ser revestido equivale a 2 m^2 .

De la tabla 26 se sabe que las dimensiones del ala son: 2,6 m de envergadura y 0,2 m de CMA, por lo tanto, a criterio propio se determina que como mínimo se necesita 2 largueros tubulares de 1 m de longitud para el refuerzo y unión de las alas, a su vez, la ubicación de estos son al 20% y 50% de la CMA desde el borde de ataque. Así también, mediante el análisis estructural se determinará su viabilidad.

A continuación, en la figura 79 se muestra la fibra de vidrio que se utiliza en aeromodelismo y características físicas del mismo, así también, en la figura 80 se muestra la resina con sus características físicas, el cual sirve como pegamento de la fibra de vidrio con la estructura del VANT y los largueros para el refuerzo de las alas.

En la figura 81, se muestra el larguero de fibra de carbono seleccionado para la unión y refuerzo de las alas, a su vez, se describe sus características físicas.

Figura 79: Fibra de Vidrio para VANT's [59].



Características físicas:

Peso: 26 g.

Área: 2 m².

Espesor: 0,5 mm.

Figura 80: Resina Epoxi (Pegamento) [60].



Características físicas:

Consumo por aplicación: 250 g/m².

Espesor: 1 mm.

Figura 81: Largueros para la unión y refuerzo de las alas [61].



Características físicas:

Material: Fibra de Carbono.

Peso: 200 g c/u, 400 g.

Tamaño: Ø20*Ø18*1000 mm.

Cantidad: 2 unidades.

Con esta información determinada, se puede calcular el peso máximo del VANT.

A continuación, en la tabla 40 se muestra el peso de cada componente del VANT, el cual indica que el peso máximo es la suma del peso vacío (P.V.) con la carga útil (C.U.), tal como se menciona inicialmente en el punto 3.16.

Tabla 40: Cálculo del Peso Máximo del VANT.

Componentes	Peso [g]
PESO VACÍO (P.V.)	
Motor y hélice	290
Fuselaje	109
Brazo de cola	553
Ala	209
Estabilizador Horizontal	27
Estabilizador Vertical	25
Resina epoxi	500
Tela reforzada con fibra de vidrio	26
Largueros	400
Lastre	649
TOTAL	2788
CARGA ÚTIL (C.U.)	
ESC	75
Receptor	10
Baterías	3937
Servos	37
Autopiloto	20
Cámara	18
TOTAL	4097
PESO MÁXIMO	6885

De la tabla 6, se tiene que el peso estimado que se utilizó como dato para realizar el diseño preliminar del VANT es 5000 g, mientras que el peso definitivo es 6885 g (tabla 40).

Observación: En este punto del proyecto, se puede concluir que el diseño preliminar del VANT presenta un exceso de peso (1885 g); no obstante, la solución más viable para estos casos, es la de compensar la fuerza de sustentación aumentando la velocidad, de tal manera que la fuerza de sustentación se iguale al peso máximo y la aeronave se encuentre en equilibrio.

Aun así, por ser un diseño preliminar se desconoce los valores definitivos, tales como: fuerza de sustentación, arrastre y velocidad crucero, de modo que para llegar a concretar el diseño definitivo, es necesario realizar la simulación del VANT en el CFD considerando el nuevo peso máximo (6885 g), para así, obtener los cálculos más aproximados a lo real, donde solo de ser necesario se debe realizar un cambio de motor.

3.17 Simulación del VANT

La simulación del VANT, consiste en someter a dicho VANT en un túnel de viento computarizado utilizando el software seleccionado Autodesk CFD, por el cual se realiza el análisis del aire interactuando con el VANT teniendo en cuenta el principio Bernoulli y de continuidad, de tal forma que el fenómeno producido del aire con el VANT, cumpla con estos principios.

Así también, el software calculará la fuerza de sustentación y fuerza de arrastre total del VANT, de modo que los resultados se deben hacer una comparación con el peso y empuje del diseño preliminar.

Datos:

ρ : 1,1512 kg/m³ (643 m.s.n.m).

V: 17 m/s.

3.17.1 Análisis del VANT por Principio de Bernoulli

A continuación, se muestran las figuras 82 y 83 en el cual se realiza la simulación del VANT, a su vez, se analiza el comportamiento del aire al interactuar con el VANT teniendo en cuenta los principios fluidodinámicos.

Figura 82: Análisis del principio de Bernoulli (túnel de viento computarizado) obtenido en el Autodesk CFD.

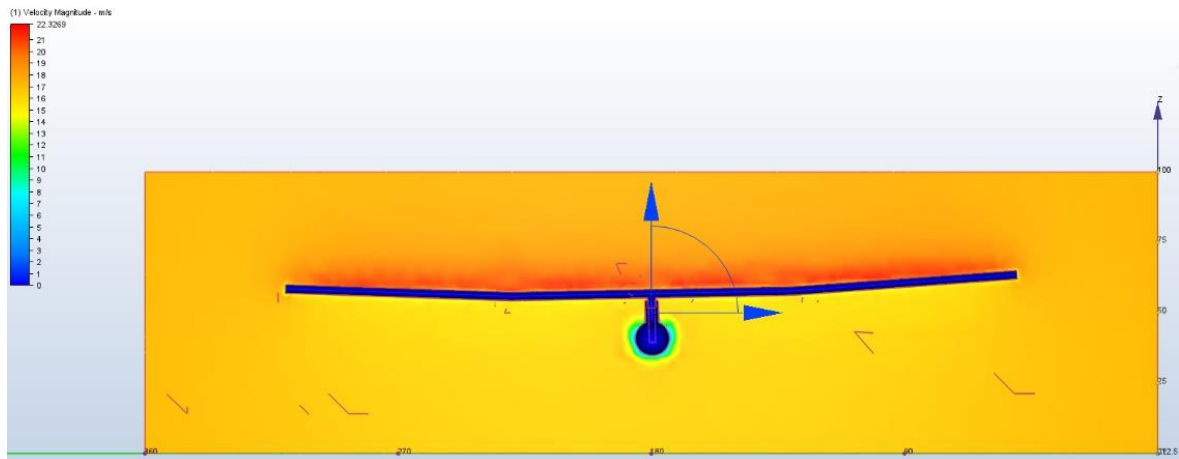
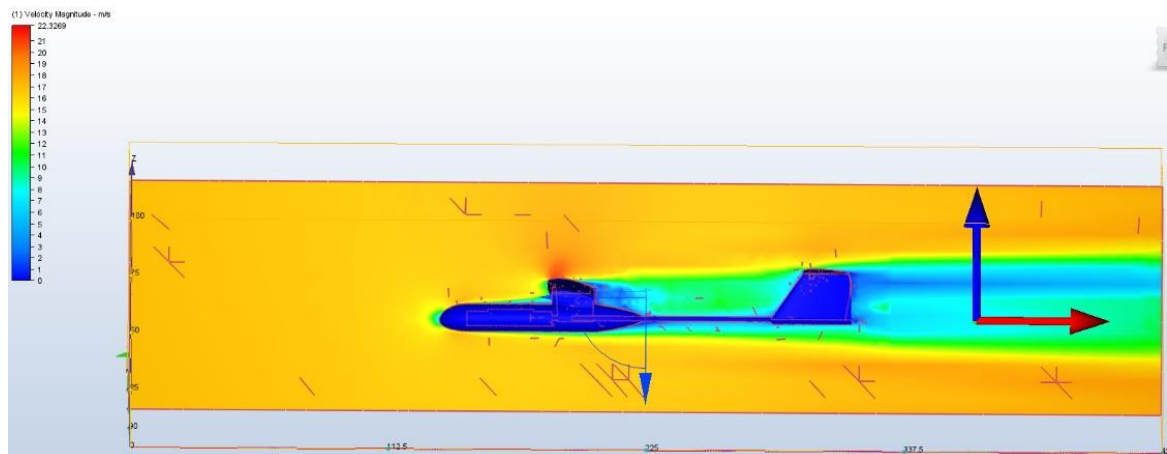


Figura 83: Análisis del principio de Bernoulli obtenido en el Autodesk CFD.



De acuerdo al principio de Bernoulli [20, pp. 46-48], en las figuras 82 y 83, se observa que el aire que pasa por el extradós del ala, toma un color rojizo, esto quiere decir que la velocidad del aire que pasa por el extradós es mayor a la velocidad que pasa por el intradós

del ala, a su vez, hace que la presión del extradós sea menor y la presión del intradós sea mayor, provocando una diferencia de presiones entre ambas, en consecuencia de esto, se produce una fuerza ascendente, es decir, se produce la fuerza de sustentación.

En la figura 84, se muestra la barra de velocidades que indica la velocidad del fluido (aire) al interactuar con el VANT, el cual demuestra que la velocidad de flujo que pasa por el extradós, a su vez, toma un color rojizo es mayor a la velocidad crucero del diseño preliminar ($22,3 \text{ m/s} > 17 \text{ m/s}$).

Figura 84: Resultados de la Barra de Velocidades obtenidas en el Autodesk CFD.



3.17.2 Cálculo de la Fuerza de Sustentación y Arrastre mediante el Túnel de Viento Computarizado

En la figura 85, se muestra una imagen referencial del VANT al estar sumergido en un túnel de viento computarizado, el cual se realiza mediante el software Autodesk CFD.

Figura 85: Cálculo de la Fuerza de Sustentación y Arrastre en vuelo crucero mediante el Túnel de Viento Computarizado obtenido en el Autodesk CFD.

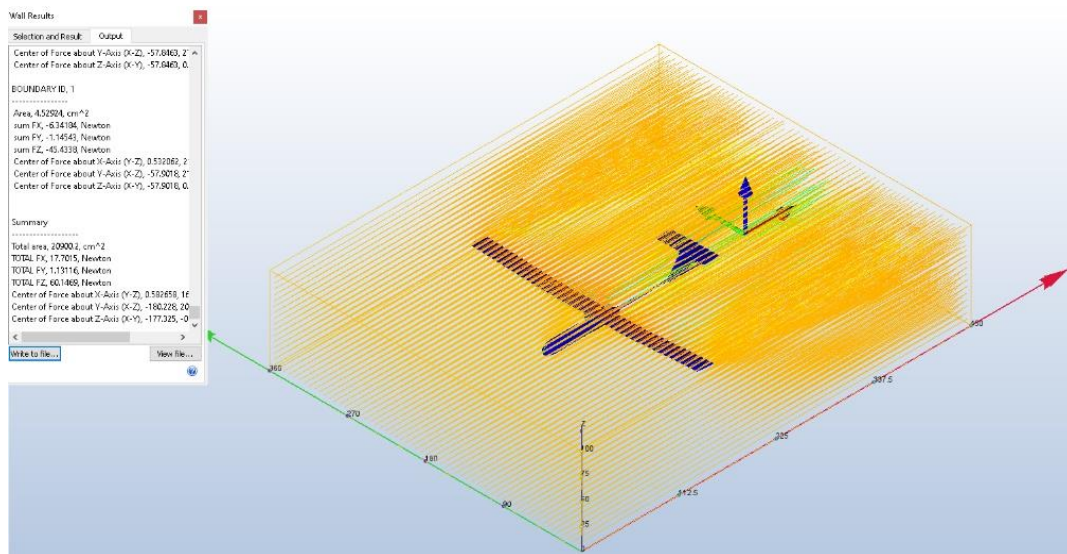
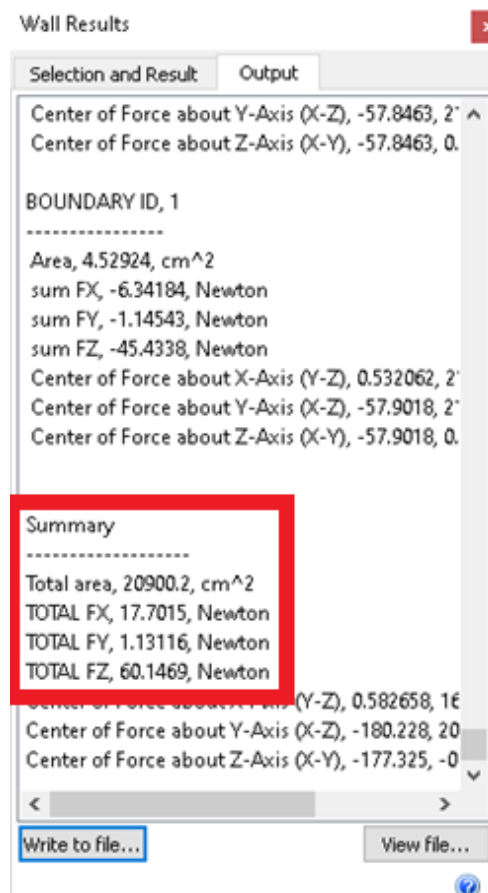


Figura 86: Fuerza de Sustentación y Arrastre del VANT en vuelo crucero obtenido en el Autodesk CFD.



De la figura 86, se observa que a una velocidad de 17 m/s con una densidad del aire de 1,1512 kg/m³, el VANT produce una fuerza de sustentación de 60,147 N (FZ) y una fuerza de arrastre de 17,7 N (FX).

Se sabe también, que el peso máximo del VANT es de 6,885 kg (tabla 40) que equivale a 67,54 N y la fuerza de arrastre del diseño preliminar es de 2 kgf que equivale a 19,6 N.

3.17.2.1 Cálculo del Coeficiente de Sustentación y Velocidad Crucero Definitivo para el VANT

Datos:

W: 67,54 N.

L: 60,147 N.

V: 17 m/s.

S: 0,7 m².

ρ: 1,1512 kg/m³.

De la ecuación 1, se calcula el coeficiente de sustentación (C_L) total del VANT para el vuelo crucero.

$$L = \frac{1}{2} * \rho * S * V^2 * C_L \quad \dots\dots\dots(k)$$

$$L = 60,147 \text{ N} \quad \dots\dots\dots(l)$$

(l) en (k):

$$60,147 = \frac{1}{2} * 1,1512 * 0,7 * 17^2 * C_L$$

$$C_L = 0,517$$

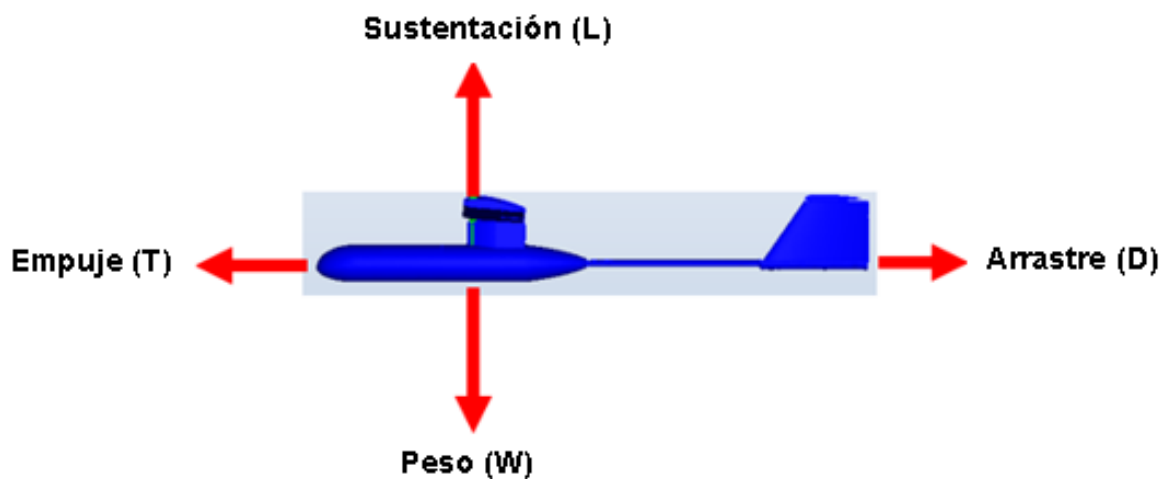
Calculado el coeficiente de sustentación (C_L) total del VANT, se pasa a calcular la velocidad crucero definitivo para el VANT. Para esto, se sabe que la velocidad crucero aplica únicamente cuando la aeronave se encuentra en vuelo recto y nivelado, es decir, cuando la suma de sus fuerzas es cero.

$$L = W$$

$$T = D$$

En la figura 87, se muestra una imagen referencial de las 04 fuerzas principales que actúan en el VANT de este proyecto.

Figura 87: Fuerzas que actúan en el VANT.



A continuación, de la ecuación 1, se calcula la velocidad crucero definitivo para el VANT.

$$L = \frac{1}{2} * \rho * S * V^2 * C_L \quad \dots\dots\dots(k)$$

$$L = W = 67,54 \text{ N} \quad \dots\dots\dots(m)$$

(m) en (k):

$$67.54 = \frac{1}{2} * 1,1512 * 0,7 * V^2 * 0,517$$

$$V = 18 \text{ m/s}$$

De la ecuación 2, se calcula el coeficiente de arrastre.

$$D = \frac{1}{2} * \rho * S * V^2 * C_D$$

$$17,7 = \frac{1}{2} * 1,1512 * 0,7 * 17^2 * C_D$$

$$C_D = 0,152$$

A continuación, con los valores obtenidos de $C_D = 0,152$ y $V = 18 \text{ m/s}$, se calcula la nueva fuerza de arrastre.

De la ecuación 2, se tiene:

$$D = \frac{1}{2} * \rho * S * V^2 * C_D$$

$$D = \frac{1}{2} * 1,1512 * 0,7 * 18^2 * 0,152$$

$$D = 19,84 \text{ N}$$

3.17.2.2 Fuerza de Empuje definitivo para el VANT

De la tabla 12, se sabe que el motor seleccionado proporciona un empuje de 1,67 kgf a 2,1 kgf trabajando al 45% a 55% de la eficiencia del motor respectivamente, así también, del diseño preliminar se sabe que el empuje requerido es de 2 kgf que equivale a 19,6 N, a su vez, equivale al 54% aproximadamente de la eficiencia del motor (tabla 12), mientras que para el diseño definitivo, el empuje requerido en vuelo crucero es de 19,84 N que equivale a 2,02 kgf, a su vez, equivale al 54% aproximadamente de eficiencia del motor (tabla 12).

Conclusión: Debido a que el mejor rendimiento del motor eléctrico se encuentra entre el 45% a 55% de su capacidad (aceleración), tanto para el diseño preliminar como para el diseño definitivo, el motor seleccionado sigue siendo muy eficiente respetando el rango del porcentaje de su mayor rendimiento (empuje-consumo), por lo tanto, se concluye que no es necesario seleccionar otro motor.

Tabla 41: Diseño Preliminar vs Diseño Definitivo.

Diseño Preliminar		Diseño Definitivo	
Velocidad crucero	17 m/s	Velocidad crucero	18 m/s
Peso máximo	5 kg = 49,05 N	Peso máximo	6,885 kg = 67,54 N
Empuje	2 kgf = 19,6 N	Empuje	2,02 kgf=19,84 N
% Eficiencia del motor	54 %	% Eficiencia del motor	54 %
Relación T:W (sin factor de seguridad)	1:3	Relación T:W (sin factor de seguridad)	1:4,1
Relación T:W (con factor de seguridad)	1:2,5	Relación T:W (con factor de seguridad)	1:3,4

De la tabla 41, se puede concluir que el diseño definitivo obtenido con la ayuda del software Autodesk CFD, se obtuvo mejores resultados, a su vez, corrige el diseño preliminar, de modo que puede levantar un mayor peso consumiendo la misma cantidad de energía.

3.18 Estabilidad Dinámica del VANT

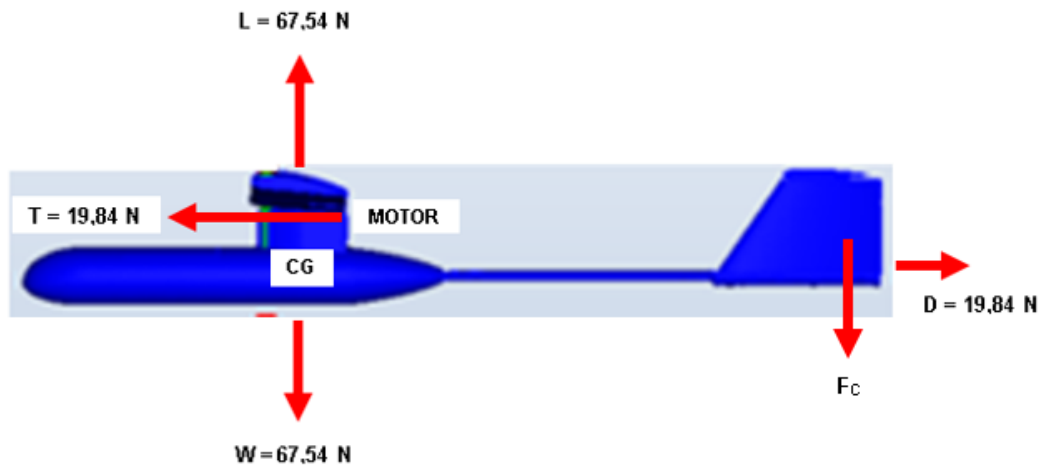
En general, la estabilidad dinámica de una aeronave consiste en la suma de los momentos que se generan durante el vuelo, de tal forma que el momento generado por la fuerza de sustentación (L) y/o fuerza de empuje (T) respecto al centro de gravedad (C.G.) sea el mismo que el momento generado por la sustentación de la cola respecto al centro de gravedad (C.G.), para así, anular los momentos durante el vuelo y como resultado se obtiene una aeronave dinámicamente estable.

También cabe resaltar que el momento generado por la fuerza de empuje y fuerza de sustentación, dependen directamente de la posición del C.G. del VANT y de línea de acción que estas presenten. Dicho de otro modo, los momentos generados dependen de la posición del ala y motor.

Para la configuración del VANT de este proyecto, se tiene que la posición del motor se encuentra por encima del C.G., por lo tanto, la línea de acción de la fuerza de empuje también se encuentra por encima del C.G. Esto provoca que la fuerza de empuje genere un momento antihorario respecto a dicho C.G. y la aeronave durante el vuelo tienda al cabeceo (pitch). Así también, se tiene que la posición del C.G. es la misma posición del C.P. (eje X y eje Y), por ende, la fuerza de sustentación y el peso pasan por la misma línea de acción, provocando que el momento generado por la fuerza de sustentación respecto al C.G. sea nulo.

Para una mejor comprensión de lo expuesto, se muestra la figura 88.

Figura 88: Momentos Aerodinámicos que actúan en el VANT durante el vuelo crucero.



Como se explica anteriormente y de la figura 88, se tiene que la fuerza de sustentación no genera momento, debido a que el C.G. coincide con el C.P., así también, se tiene que la fuerza de empuje genera un momento antihorario, de modo que la única manera de compensar dicho momento, es generar un momento equivalente en la cola a una determinada fuerza y deflexión del elevador, para así, estabilizar dinámicamente al VANT durante el vuelo. Para esto, primero se debe conocer la fuerza de empuje, la distancia entre la línea de acción del motor y el C.G. (D_1) y la distancia entre la línea de acción de la fuerza de cola y el C.G. (D_2). De tal manera que al obtenerlos, se logra determinar la fuerza de cola y con ella, el ángulo de deflexión requerido que genera el momento compensador. De la figura 88, se tiene que la fuerza de empuje en vuelo crucero es de 19,84 N y las distancias D_1 y D_2 se muestran en la figura 78.

Datos:

T : 19,84 N (crucero).

D_1 : 0,114 m.

D_2 : 1,06 m.

De la ecuación 7, se calcula la fuerza de cola.

$$\Sigma M = \Sigma (F * D) = 0$$

Horario (+) y anti-horario (-):

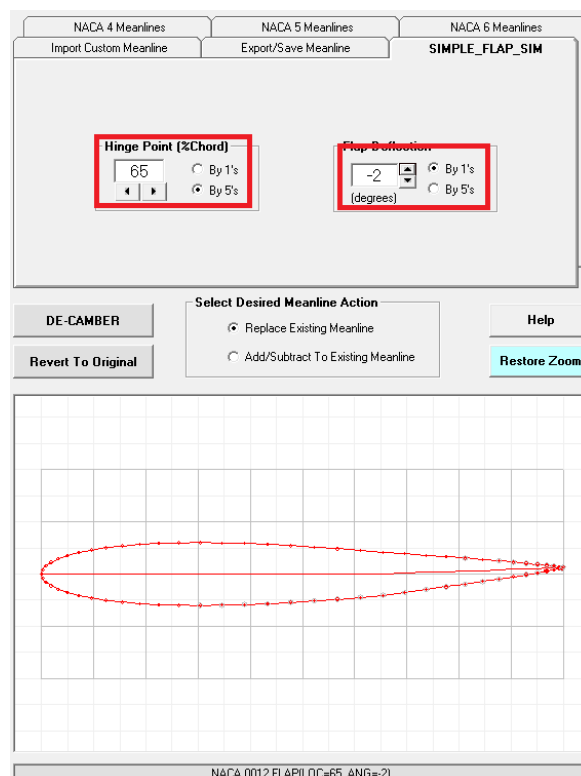
$$F_C * 1,06 - 19,84 * 0,114 = 0$$

$$F_C = 2,134 \text{ N}$$

Obtenido la fuerza de cola, a continuación, se determina el ángulo de deflexión del elevador en el software DesignFOIL, de tal forma que genere la fuerza requerida y que al multiplicarse con la distancia se obtenga el momento compensador.

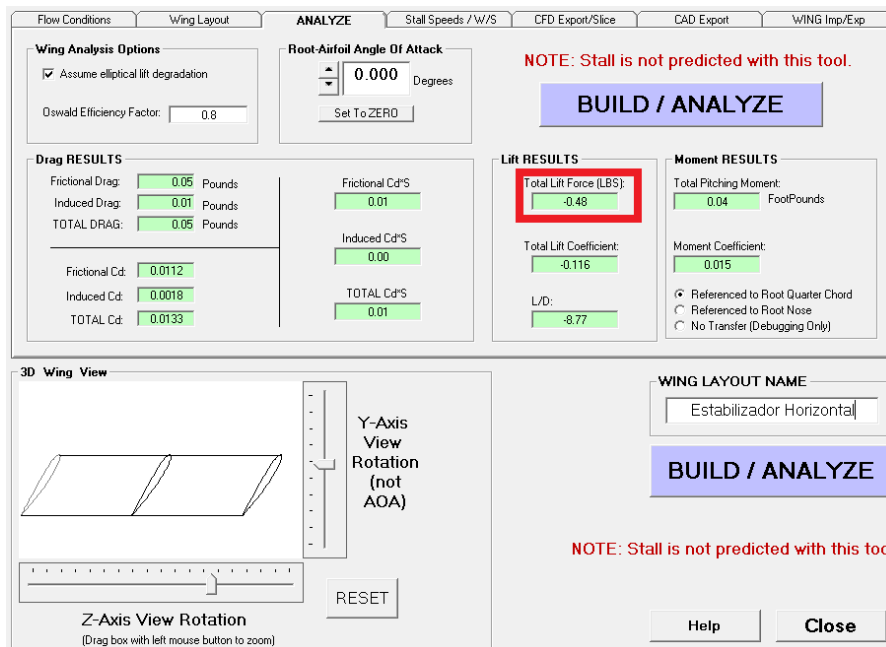
Para esto, el procedimiento que se realiza es la del tanteo del ángulo de deflexión repetitivas veces, de tal manera que se logre obtener la fuerza compensadora para estabilizar dinámicamente al VANT. Por esta razón, en las figuras 89 y 90, únicamente se muestran los valores con el cual se obtuvo el resultado deseado.

Figura 89: Ángulo a -2° de deflexión del elevador obtenido en el DesignFOIL.



De la figura 89, se muestra el elevador con una deflexión de -2° y es con el que se obtuvo el resultado deseado.

Figura 90: Fuerza de cola compensadora obtenido en el DesignFOIL.



De la figura 90, se determina que a un ángulo de deflexión -2° del elevador (figura 89), se obtiene una fuerza de 0,48 lb \sim 2,134 N, el cual es el requerido para compensar el momento producido por el empuje.

Conclusión: Se determina que el ángulo de deflexión del elevador requerido para generar el momento compensador y estabilizar dinámicamente al VANT es de -2° , por lo tanto, el elevador queda fijo a dicho ángulo de deflexión para cualquier etapa de vuelo.

3.19 Cálculo de la Velocidad Máxima

Como se menciona en el punto 1.6 (Limitaciones), durante la misión de vigilancia en la zona de desempeño, el VANT permanece en vuelo crucero, es decir, a una velocidad óptima (18 m/s) con el menor consumo de energía, por lo tanto, no requiere de su velocidad máxima, además a dicha velocidad máxima existe un mayor consumo de energía, un

sobrecalentamiento del motor aumentando el riesgo a quemarse y menor precisión de la captación de la cámara sobre el terreno. De manera que va en contra de la misión del VANT, del objetivo por la que se diseña el VANT y de la conservación de los componentes. Sin embargo, como información adicional se considera realizar el cálculo de la velocidad máxima.

Datos:

S: 0,7 m².

T_{máx}: 48,16 N (figura 23).

ρ: 1,1512 kg/m³.

V: 18 m/s.

D: 17,7 N.

C_D: 0,152.

De la ecuación 25, se calcula la velocidad máxima.

$$V_{\text{máx}} = \sqrt{\frac{2 * T_{\text{máx}}}{\rho * S * C_D}}$$

$$V_{\text{máx}} = \sqrt{\frac{2 * 48,16}{1,1512 * 0,7 * 0,152}}$$

$$V_{\text{máx}} = 28 \text{ m/s}$$

3.20 Cálculo de la Velocidad de Entrada en Pérdida (V_{Stall})

En 2011, Anderson indicó que la velocidad de entrada en pérdida (V_{stall}) o simplemente velocidad de pérdida, ocurre y comienza cuando la aeronave llega a volar a su máximo ángulo de ataque, es decir, cuando el coeficiente de sustentación es el máximo ($C_{L\text{máx}}$); sin embargo, por un factor de seguridad la velocidad de entrada en pérdida se debe calcular a un ángulo de ataque considerable, debido a las condiciones meteorológicas que se presenta, tales como: vientos cruzados, turbulencias, derrape de la aeronave, etc. De tal manera que la aeronave pueda conservar el suficiente rango de valores de ángulo de ataque para recuperar la estabilidad y sustentación de la aeronave ante los sucesos.

Entonces, de la figura 35 se sabe que el perfil aerodinámico que se utilizó para el diseño del ala tiene un máximo ángulo de ataque de hasta 16° , por lo tanto, en este diseño teniendo en cuenta el factor de seguridad, se fija el ángulo de ataque a 10° para el cálculo de la velocidad de pérdida. De tal manera que el VANT pueda conservar un rango de 6° de ángulo de ataque para recuperar sustentación y estabilidad que se pierda ante los vientos cruzados, derrape del VANT y turbulencias.

Para esto, se utiliza la ecuación (27) con el cual se obtiene la velocidad de pérdida, así también, se utiliza el software Autodesk CFD para someter el VANT al túnel de viento computarizado, para así calcular el nuevo coeficiente de sustentación a un ángulo de ataque de 10° .

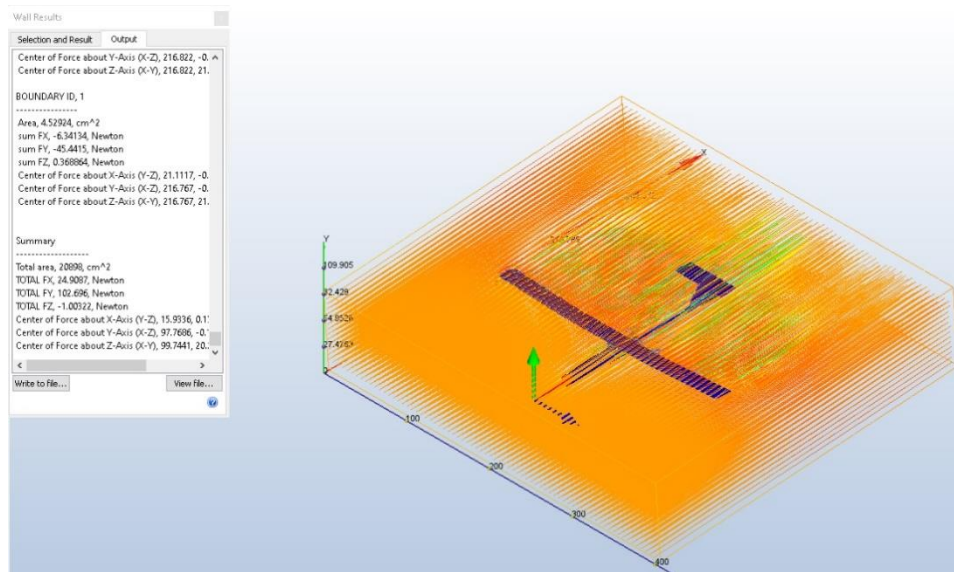
Datos:

V : 18 m/s.

α : 10° .

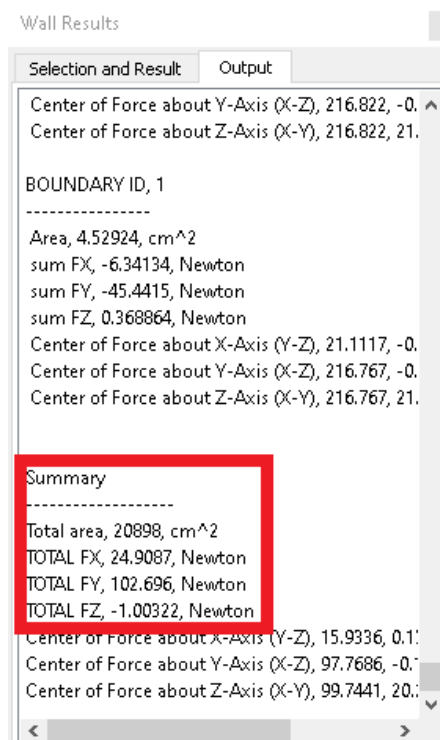
ρ : 1,1512 kg/m³.

Figura 91: Cálculo de la Fuerza de Sustentación y Arrastre a un ángulo de ataque de 10° obtenido del Autodesk CFD.



De la figura 91, se tiene únicamente la imagen referencial del VANT al estar sumergido en un túnel de viento computarizado para un ángulo de ataque de 10°.

Figura 92: Fuerza de Sustentación y Arrastre del VANT a 10° de ángulo de ataque obtenido del Autodesk CFD.



De la figura 92, se obtiene los resultados de la simulación del VANT a 10° de ángulo de ataque, tales como: fuerza de sustentación (FY) y fuerza de arrastre (FX).

Por lo tanto, obtenido el valor de la fuerza de sustentación $FY = 102,69 \text{ N}$, se pasa a calcular el coeficiente de sustentación del VANT a 10° de ángulo de ataque, para así, luego calcular la velocidad de pérdida definitiva para el VANT.

Datos:

V: 18 m/s.

S: 0,7 m².

ρ : 1,1512 kg/m³.

L: 102,69 N.

De la ecuación 1:

$$L = \frac{1}{2} * \rho * S * V^2 * C_L$$

$$102,69 = \frac{1}{2} * 1,1512 * 0,7 * 18^2 * C_L$$

$$C_L = 0,786$$

A continuación, se calcula la velocidad de pérdida.

Datos:

S: 0,7 m².

W: 67,54 N.

ρ : 1,1512 kg/m³.

Cl: 0.786.

$$W = L$$

De la ecuación 27:

$$V_{\text{stall}} = \sqrt{\frac{2 * W}{\rho * S * C_{L,\text{máx}}}}$$

$$V_{\text{stall}} = \sqrt{\frac{2 * 67,54}{1,1512 * 0,7 * 0,786}}$$

$$V_{\text{stall}} = 14,6 \text{ m/s}$$

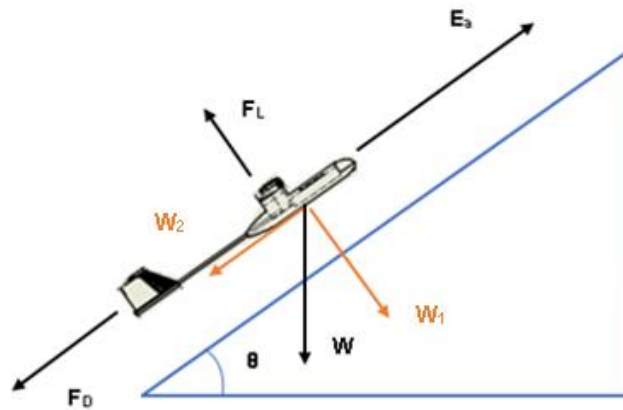
3.21 Cálculo de la Velocidad de Despegue y Ascenso

La velocidad de ascenso, es la velocidad vertical de una aeronave con la que aumenta su altura rápidamente hasta llegar a su techo máximo, así también, la velocidad de ascenso está relacionado con la velocidad de despegue, de manera que la velocidad de despegue es la velocidad resultante de la velocidad de ascenso con la velocidad horizontal.

Para el cálculo de la velocidad de ascenso, primero se debe definir el ángulo con el que se desee ascender para llegar a la altura determinada, debido a que el ángulo de ascenso puede variar de acuerdo a las circunstancias que se presente durante el despegue, por lo tanto, no existe un ángulo de ascenso fijo; sin embargo, para tener una referencia de la velocidad de ascenso, esta se calcula cuando la potencia del motor sea al 100% de su capacidad, de tal manera que el ángulo de ascenso también será el máximo respecto a la horizontal.

De [8], se toma el método para el cálculo de la velocidad de ascenso.

Figura 93: Fuerzas que actúan en el Ascenso del VANT.



De la figura 93, se tiene lo siguiente:

$$E_a = F_D + W_2$$

$$E_a = F_D + W * \text{sen}(\theta)$$

$$48,16 = 19,84 + 67,54 * \text{sen}(\theta)$$

$$\theta = 25^\circ$$

Obtenido el ángulo de ascenso, a continuación, se calcula la velocidad de ascenso.

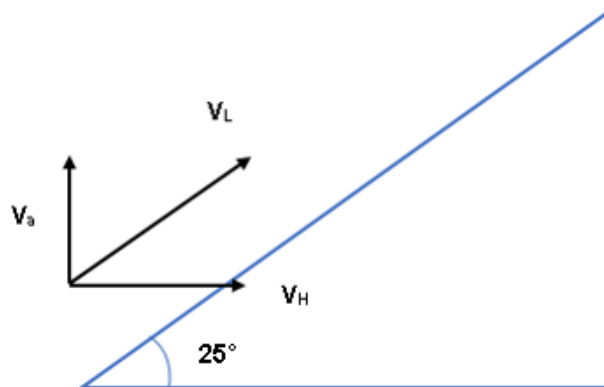
$$F_L = W * \cos(25) = \frac{1}{2} * \rho * S * V^2 * C_l$$

$$61.21 = \frac{1}{2} * 1,1512 * 0,7 * V^2 * 0,517$$

$$V_L = 17 \text{ m/s}$$

La velocidad calculada de 17 m/s (V_L), es la velocidad de despegue, a su vez, es la resultante de la velocidad de ascenso con la velocidad horizontal, tal como se muestra en la figura 94, así también, como se mencionó anteriormente, la velocidad de ascenso es la velocidad en el eje vertical, por lo tanto, se resuelve lo siguiente:

Figura 94: Velocidad y Ángulo de Ascenso.



$$V_a = V_L * \text{sen}(25^\circ)$$

$$V_a = 17 * \text{sen}(25^\circ)$$

$$V_a = 7,2 \text{ m/s}$$

Obtenido la velocidad de ascenso, se calcula el tiempo de ascenso. Para esto, se sabe que el ascenso del VANT es completamente equilibrado, es decir, velocidad constante, aceleración cero (cinemática).

Datos:

H: 200 m.

V_a : 7,2 m/s.

$$H = V * t$$

$$200 = 7,2 * t$$

$$t = 28 \text{ s}$$

Del plan de vuelo realizado, la estimación del tiempo de ascenso es de 1 min, mientras que el tiempo definitivo de ascenso es de 28 segundos, concluyendo que el VANT consumirá menor energía durante el ascenso.

3.22 Cálculo de la Velocidad de Descenso

La velocidad de descenso, es la velocidad vertical de una aeronave con la que reduce su sustentación para disminuir su altura respecto al suelo a un ángulo determinado, para su próxima entrada en pérdida.

Para el cálculo de la velocidad de descenso, primero se define el ángulo con el que se desee descender para llegar a la altura deseada, debido a que el ángulo de descenso puede variar de acuerdo a las circunstancias que se presente durante el aterrizaje, por lo tanto, no existe un ángulo de descenso fijo; así también, en el punto 3.3 (NOTA), se determina que durante el descenso y aterrizaje, el VANT utiliza su capacidad de planeo, es decir, cuando la potencia del motor sea el 0% de su capacidad, de tal manera que el ángulo de descenso también será el mínimo respecto a la horizontal y la aeronave tenga un descenso equilibrado. Así mismo, con el motor al 0% de su capacidad (motor apagado) no existe consumo de energía.

De [8], se toma el método para el cálculo de la velocidad de descenso.

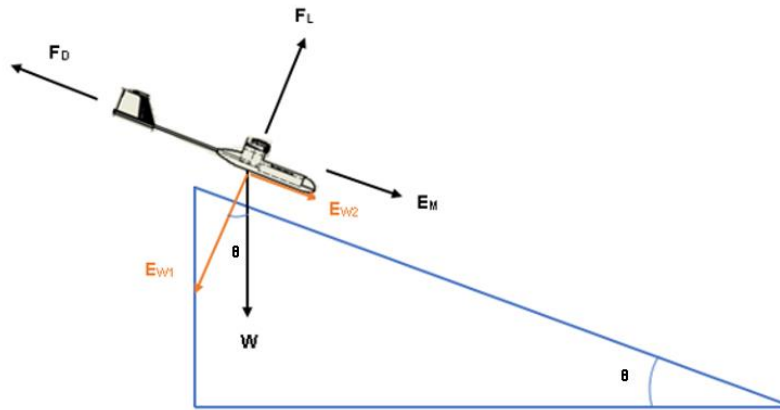
Datos:

W: 67,54 N.

$$E_M: 0 \text{ N.}$$

$$F_D: 19,84 \text{ N.}$$

Figura 95: Fuerzas que actúan en el Descenso del VANT.



De la figura 95, se tiene lo siguiente:

$$E_{W2} = W * \text{sen}(\theta)$$

$$E_{W2} = 67,54 * \text{sen}(\theta) \quad \dots\dots\dots(n)$$

$$E_M + E_{W2} = F_D \quad \dots\dots\dots(o)$$

(n) en (o):

$$0 + 67,54 * \text{sen}(\theta) = 19,84$$

$$\theta = 17^\circ$$

Habiendo obtenido el ángulo de descenso, a continuación, se calcula la velocidad de descenso.

$$E_{W1} = W * \cos(17^\circ) = F_L \quad \dots\dots\dots(p)$$

$$F_L = \frac{1}{2} * \rho * S * V_L^2 * Cl$$

$$F_L = \frac{1}{2} * 1,1512 * 0,7 * V_L^2 * 0,517 \quad \dots\dots\dots(q)$$

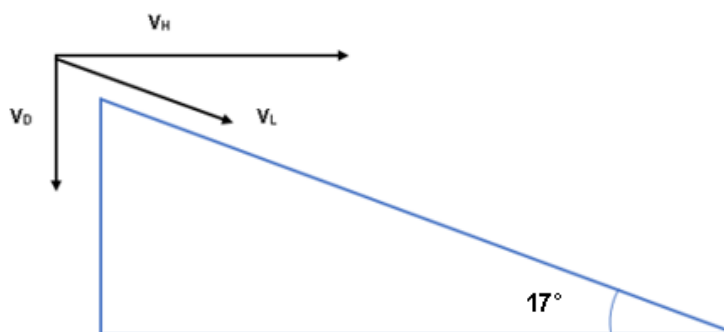
(q) en (p):

$$67,54 * \cos(17^\circ) = \frac{1}{2} * 1,1512 * 0,7 * V_L^2 * 0,517$$

$$V_L = 17,6 \text{ m/s}$$

Del resultado obtenido se sabe que la velocidad $V_L = 17,6 \text{ m/s}$, es la velocidad resultante de la velocidad de descenso con la velocidad horizontal, tal como se muestra en la figura 96, así también, como se mencionó anteriormente, la velocidad de descenso es la velocidad en el eje vertical, por lo tanto, se resuelve lo siguiente:

Figura 96: Velocidad y Ángulo de Descenso.



$$V_D = V_L * \text{sen}(17^\circ)$$

$$V_D = 17,6 * \text{sen}(17^\circ)$$

$$V_D = 5,15 \text{ m/s}$$

Obtenido la velocidad de descenso, se calcula el tiempo de descenso. Para esto, se sabe que el descenso del VANT es completamente equilibrado, es decir, velocidad constante, aceleración cero (cinemática).

Datos:

H: 200 m.

V_D : 5,15 m/s.

$$H = V * t$$

$$200 = 5,1 * t$$

$$t = 39 \text{ s}$$

Del plan de vuelo realizado, la estimación del tiempo de descenso es de 1 min, mientras que el tiempo definitivo de descenso es de 39 segundos.

3.23 Análisis durante Viraje del VANT

Como se menciona en el punto 1.6 (Limitaciones) y al igual que la velocidad máxima, los virajes no tienen relevancia para los VANT's de vigilancia, por lo que utilizando únicamente el rudder y elevador puede realizar los giros necesarios, así también, los virajes son mayormente utilizados para esquivar los obstáculos y/o volar entre ellos [3, p. 42].

La zona de desempeño del VANT es una zona llana y libre de obstáculos, así también, la altura de vuelo es de 200 m, de modo que el VANT se encuentra por encima de los árboles,

por lo tanto, el VANT ya cumple con las condiciones requeridas para la misión y no es necesario realizar virajes, además, durante dicha maniobra existe mayor consumo de energía, un elevado estrés sobre los servomotores aumentando el riesgo al quiebre de sus engranajes internos y menor precisión de la captación de la cámara sobre el terreno. Por lo que va en contra de la misión del VANT, del objetivo por la que se diseña dicho VANT y de la conservación de los componentes. Sin embargo, como información adicional se toma en cuenta calcular dicha maniobra.

Para esto, se toma las siguientes consideraciones:

Tasa de viraje (ROT) estándar, el cual tiene un valor de 3°/s y es el más utilizado, dicho de otro modo, el VANT tardará 2 minutos en realizar una vuelta de 360° [23, p. 33].

Velocidad crucero, debido a que durante la misión, el VANT permanece en equilibrio para una mejor captación del terreno.

Viraje coordinado, es decir, el VANT permanece en equilibrio durante dicha maniobra, omitiendo otros tipos de virajes, tales como: viraje de derrape y viraje de deslizamiento [23, p. 35].

Datos:

V: 18 m/s ~ 35 kts.

ROT: 3°/s.

W: 67,54 N.

De la ecuación 29, se calcula el ángulo de banqueo.

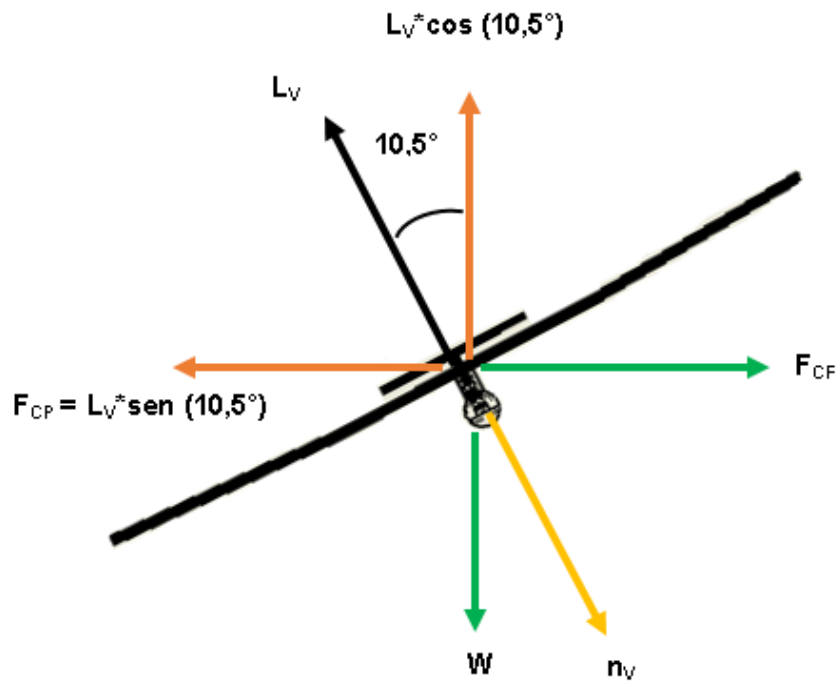
$$\theta_b = \frac{V}{10} + 7$$

$$\theta_b = \frac{35}{10} + 7$$

$$\theta_b = 10,5^\circ$$

En la figura 97, se muestra el viraje del VANT a $10,5^\circ$ de ángulo de banqueo.

Figura 97: Análisis del VANT en Viraje Coordinado.



De la figura 97, se tiene:

$$L_V * \cos(10,5^\circ) = W$$

$$L_V * \cos(10,5^\circ) = 67,54 \text{ N}$$

$$L_V = 68,7 \text{ N}$$

$$F_{CP} = L_V * \sin(10,5^\circ) = F_{CF}$$

$$F_{CP} = F_{CF} = 12,52 \text{ N}$$

De la ecuación 30, se calcula el factor de carga para el determinado viraje.

$$n_V = \frac{L_V}{W}$$

$$n_V = \frac{68,7 \text{ N}}{67,54 \text{ N}}$$

$$n_V = 1,02 \text{ G}$$

De la ecuación 31, se calcula el radio de viraje.

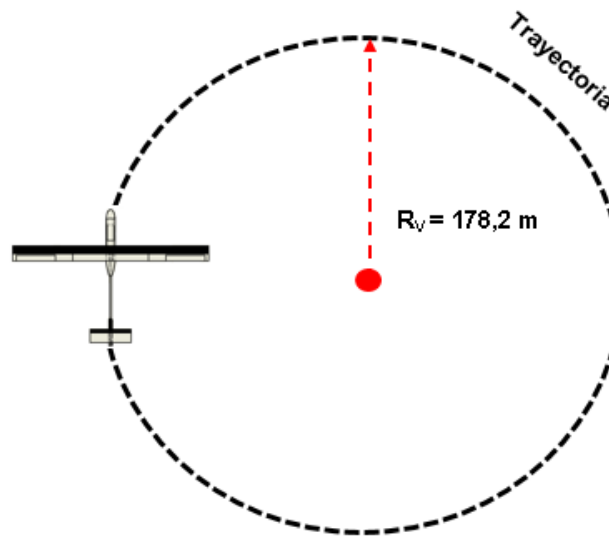
$$R_V = \frac{V^2}{9,81 * \tan(\theta)}$$

$$R_V = \frac{18^2}{9,81 * \tan(10,5^\circ)}$$

$$R_V = 178,2 \text{ m}$$

En la figura 98, se muestra la trayectoria del VANT y el radio de viraje durante un viraje coordinado.

Figura 98: Radio de Viraje del VANT en Viraje Coordinado.



Conclusión: A condiciones ideales, es decir, viraje coordinado, tasa de viraje estándar y velocidad crucero, el VANT requiere de un ángulo de banqueo de $10,5^\circ$ para realizar un giro circunferencial de 178,2 m de radio, así también, experimenta una fuerza centrípeta y fuerza centrífuga de 12,52 N y soporta una carga de 1,02 veces su propio peso ($n_v = 1,02 \text{ G}$).

Nota: El ángulo de banqueo y la velocidad pueden variar dependiendo del giro que se desee realizar o del obstáculo a esquivar, de modo que modifica relativamente el radio de viraje, la tasa de viraje y el factor de carga, por lo tanto, no existe un cálculo de viraje exacto. Así también, el VANT que se plantea en este proyecto es un diseño bajo a condiciones ideales, es decir, omite condiciones reales de vuelo, a su vez, estos únicamente se pueden calcular con el VANT construido mediante ensayos de vuelo. Por esta razón, los cálculos son limitados sin considerar factores como: derrape, deslizamiento, vientos cruzados, turbulencias, variación de la densidad del aire, etc.

3.24 Análisis Estructural del VANT

Como se menciona en el punto 2.21 (Capítulo 2), los principales esfuerzos que existen son: esfuerzo de tracción, esfuerzo de compresión y esfuerzo cortante, de modo que dichos

esfuerzos se denominan esfuerzos básicos; sin embargo, el VANT durante el vuelo experimenta el esfuerzo de flexión y esfuerzo de torsión, los cuales se denominan esfuerzos combinados; es decir, el esfuerzo de flexión es la combinación del esfuerzo de tracción y compresión; mientras que el esfuerzo de torsión son esfuerzos cortantes tangenciales [22, pp. 349-350].

Con esta definición, para el análisis estructural del VANT se toma en cuenta el esfuerzo normal de flexión y los esfuerzos tangenciales (cortante y torsión).

Para esto, se realiza la distribución de fuerzas en los componentes de la plataforma, utilizando el software Autodesk Inventor, luego se lleva a cabo la simulación estructural, para así, conocer el esfuerzo máximo que está soportando la plataforma del VANT.

Dicha simulación estructural en el Autodesk Inventor, es semejante a lo realizado en [2, p. 121] y [62, pp. 22-25], los cuales se usan de guía.

Para la distribución de fuerzas se considera lo siguiente:

La fuerza de sustentación a velocidad máxima en vuelo horizontal.

Datos:

$V_{\text{máx}}$: 28 m/s.

S: 0,7 m².

C_L : 0,517.

ρ : 1,1512 kg/m³.

De la ecuación 1, se calcula la fuerza de sustentación a velocidad máxima:

$$L = \frac{1}{2} * \rho * S * V^2 * C_L \quad \dots\dots\dots(k)$$

$$L_{\text{máx}} = \frac{1}{2} * 1,1512 * 0,7 * 28^2 * 0,517$$

$$L_{\text{máx}} = 163,3 \text{ N}$$

La fuerza de arrastre a velocidad máxima en vuelo horizontal.

Datos:

$V_{\text{máx}}$: 28 m/s.

S: 0,7 m².

C_D : 0,152.

ρ : 1,1512 kg/m³.

De la ecuación 2, se calcula la fuerza de arrastre a velocidad máxima.

$$D = \frac{1}{2} * \rho * S * V^2 * C_D$$

$$D = \frac{1}{2} * 1,1512 * 0,7 * 28^2 * 0,152$$

$$D = 48 \text{ N}$$

El peso del VANT es 67,54 N (tabla 40).

El momento de torsión en el ala, se genera automáticamente por la fuerza de arrastre y fuerza de sustentación.

Una fuerza de arrastre en el fuselaje equivalente a 48 N obtenido anteriormente.

El momento de torsión en el fuselaje, se genera automáticamente por la fuerza de arrastre.

Una fuerza de arrastre en la cola equivalente a 48 N obtenido anteriormente.

Una fuerza de 16,64 N en el estabilizador horizontal y 9,85 N en el estabilizador vertical, producto de la deflexión generada a 20° (Tabla 34 y 36).

Datos:

F_{EH} : 16,64 N.

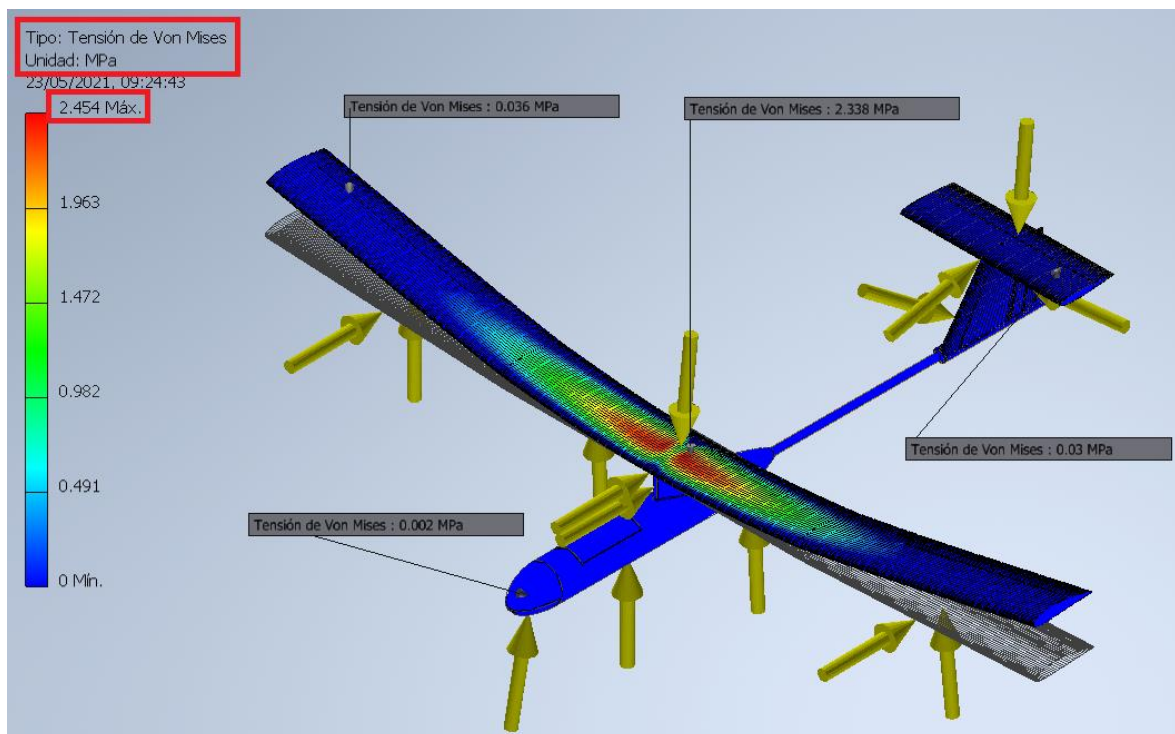
F_{EV} : 9,85 N.

L: 163,3 N, ($V_{\text{máx}}$: 28 m/s).

D: 48 N.

W: 67,54 N.

Figura 99: Esfuerzo equivalente de Von Mises obtenido del Autodesk Inventor (Análisis Estructural).



De la figura 99, se observa que el esfuerzo máximo que el VANT experimenta a las condiciones de vuelo determinado es de 2,454 MPa, a su vez, es un esfuerzo calculado por la teoría de “Tensión de Von Mises”, el cual es un esfuerzo que relaciona todos los esfuerzos normales y tangenciales, dando como resultado un solo esfuerzo equivalente representativo. Así también, de dicha figura se observa que la sección céntrica del ala, es la sección que sufre la mayor magnitud de esfuerzo, así mismo, por criterio de estructuras aeronáuticas, el ala es el componente principal en soportar los mayores esfuerzos, a su vez, es el responsable en generar la fuerza de sustentación y levantar a la aeronave, por

lo tanto, el esfuerzo máximo equivalente de Von Mises calculado por el software Autodesk Inventor, se encuentra en algún punto de la sección céntrica del ala; por ende, dicho análisis estructural, se realiza únicamente para el ala.

Para esto, es necesario conocer la resistencia máxima del VANT hacia los esfuerzos, entonces:

Se sabe que el material seleccionado para la plataforma del VANT y principalmente el ala, es un material compuesto o también conocido como: Composite (EPS, fibra de carbono, resina epoxi y fibra de vidrio), de modo que el esfuerzo máximo de resistencia de dicho material compuesto, se calcula mediante la regla de mezclas.

Datos:

σ_{EPS} : 0,15 MPa, V_{EPS} : $110 \cdot 10^{-4} \text{ m}^3$.

σ_{FC} : 1,2 GPa, V_{FC} : $1,2 \cdot 10^{-4} \text{ m}^3$.

σ_{R} : 57 MPa, V_{R} : $10,4 \cdot 10^{-4} \text{ m}^3$.

σ_{FV} : 0, V_{FV} : $5,2 \cdot 10^{-4} \text{ m}^3$.

Donde:

σ_{EPS} : Resistencia a la flexión del poliestireno expandido (EPS tipo IV) [63].

V_{EPS} : Volumen del ala (figura 69).

σ_{FC} : Resistencia a la flexión de la fibra de carbono [64].

V_{FC} : Volumen de los largueros (figura 81).

σ_{R} : Resistencia a la flexión de la resina epoxi [60].

V_{R} : Volumen de la resina epoxi (figura 80).

σ_{FV} : Resistencia a la flexión de la fibra de vidrio.

V_{FV} : Volumen de la fibra de vidrio (figura 79).

Nota: La resistencia a la flexión de la fibra de vidrio se considera 0, debido a que su presentación para este proyecto, se encuentra en forma de malla, tejido o tela, por lo cual no es un componente rígido y si de fácil enrollamiento.

De la ecuación 33, se calcula el volumen total del material compuesto.

$$V_C = V_F + V_M = 100\%$$

$$V_C = V_{EPS} + V_{FC} + V_R + V_{FV} = 100\%$$

$$V_C = 110 * 10^{-4} + 1,2 * 10^{-4} + 10,4 * 10^{-4} + 5,2 * 10^{-4} = 100\%$$

$$V_C = 126,8 * 10^{-4} m^3 = 100\%$$

Por regla de 3 simple, se calcula la fracción volumétrica de cada componente.

$$FV_{EPS} = \frac{110 * 10^{-4} * 100\%}{126,8 * 10^{-4}} = 86,75\% = 0,8675$$

$$FV_{FC} = \frac{1,2 * 10^{-4} * 100\%}{126,8 * 10^{-4}} = 0,946\% = 0,00946$$

$$FV_R = \frac{10,4 * 10^{-4} * 100\%}{126,8 * 10^{-4}} = 8,2\% = 0,082$$

$$FV_{FV} = \frac{5,2 * 10^{-4} * 100\%}{126,8 * 10^{-4}} = 4,1\% = 0,041$$

Obtenido la fracción volumétrica (FV) de cada material, se calcula la resistencia a la flexión del material compuesto.

De la ecuación 32, se calcula la resistencia a la flexión del material compuesto.

$$\sigma_C = \sigma_F * FV_F + \sigma_M * FV_M$$

$$\sigma_C = \sigma_{EPS} * FV_{EPS} + \sigma_{FC} * FV_{FC} + \sigma_R * FV_R + \sigma_{FV} * FV_{FV}$$

$$\sigma_C = 0,15 \text{ MPa} * 0,8675 + 1200 \text{ MPa} * 0,00946 + 57 \text{ MPa} * 0,082 + 0 * 0,0866$$

$$\sigma_C = 16,15 \text{ MPa}$$

Del cálculo realizado, se tiene que la resistencia a la flexión del material compuesto es igual a 16,15 MPa, el cual sirve como dato para calcular la fuerza de rotura para el ala.

Datos:

L: 2,6 m (envergadura).

σ_C : 16,15 MPa (resistencia a la flexión del Composite).

En la figura 100, se tiene:

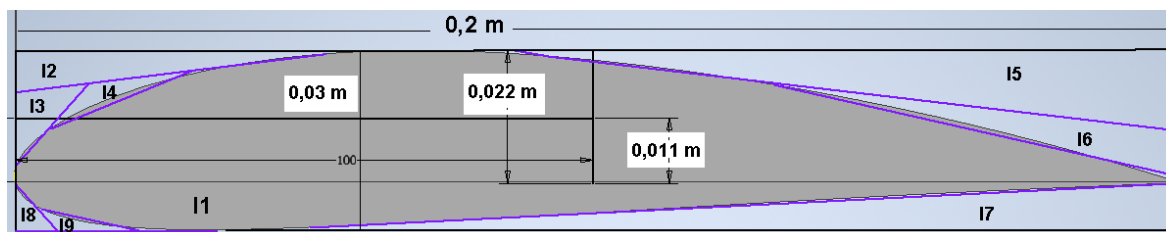
B: 0,2 m (CMA).

t: 0,03 m (espesor).

Para el cálculo del momento de inercia del perfil alar, se toma en cuenta el teorema de Steiner, de modo que dicho perfil se asemeja al momento de inercia de un rectángulo menos los momentos de inercia de los triángulos respecto al eje donde ocurre la flexión (eje y) [28].

$$I = I_1 - (I_2 + I_3 + I_4 + I_5 + I_6 + I_7 + I_8 + I_9) \quad \dots\dots\dots (r)$$

Figura 100: Datos de la sección transversal obtenida del Autodesk Inventor.



También de la figura 100, se sabe que el C.G. del perfil está ubicada al 49 % de la CMA (0,098 m \approx 0,1 m), el cual se toma de referencia para el cálculo del momento de inercia del perfil, mientras que el centro de gravedad o centroide del rectángulo, está en el centro de su geometría, es decir, a la mitad de su base con la mitad de su altura. Así también, el centroide de cada triángulo se ubica a 1/3 de su base con 1/3 de su altura.

Tabla 42: Área de cada gráfico de la figura 100.

Gráfico	Área [mm ⁴]
I ₁	6000
I ₂	240
I ₃	68
I ₄	62,5
I ₅	780
I ₆	315
I ₇	600
I ₈	28
I ₉	25,5

De la tabla 42, se tiene el valor del área de cada gráfico mostrada en la figura 100, de modo que estos valores sirven para calcular el momento de inercia de cada gráfico, para así, luego calcular el momento de inercia total del área transversal del ala.

De la ecuación 38, se calcula el momento de inercia del rectángulo respecto al C.G. del eje “y” (teorema de Steiner).

$$I = \frac{B * h^3}{12} + A * (CG - CG')^2$$

$$I_1 = \frac{200 * 30^3}{12} + 6000 * 7^2$$

$$I_1 = 744000 \text{ mm}^4 \dots\dots\dots(s)$$

De la ecuación 39, se calcula el momento de inercia de los triángulos (teorema de Steiner).

$$I = \frac{B * h^3}{36} + A * (CG - CG')^2$$

$$I_2 = \frac{60 * 8^3}{36} + 240 * (19,3)^2 = 90250,93 \text{ mm}^4$$

$$I_3 = \frac{17 * 8^3}{36} + 68 * (11)^2 = 8469,8 \text{ mm}^4$$

$$I_4 = \frac{25 * 5^3}{36} + 62,5 * (12)^2 = 9086,8 \text{ mm}^4$$

$$I_5 = \frac{120 * 13^3}{36} + 780 * (17,7)^2 = 251689,53 \text{ mm}^4$$

$$I_6 = \frac{70 * 9^3}{36} + 315 * (3)^2 = 4252,5 \text{ mm}^4$$

$$I_7 = \frac{150 * 8^3}{36} + 600 * (5,3)^2 = 18987,3 \text{ mm}^4$$

$$I_8 = \frac{7 * 8^3}{36} + 28 * (5,3)^2 = 886,08 \text{ mm}^4$$

$$I_9 = \frac{17 * 3^3}{36} + 25,5 * (6)^2 = 930,8 \text{ mm}^4$$

$$I = I_1 - (I_2 + I_3 + I_4 + I_5 + I_6 + I_7 + I_8 + I_9) \quad \dots\dots\dots(r)$$

$$I_2 + I_3 + I_4 + I_5 + I_6 + I_7 + I_8 + I_9 = 384553,74 \text{ mm}^4 \quad \dots\dots\dots(t)$$

(s) y (t) en (r):

$$I = 744000 - 384553,74$$

$$I = 359446,26 \text{ mm}^4 \sim 3,594 * 10^{-7} \text{ m}^4$$

De la ecuación 40, se calcula la fuerza de rotura para el ala.

$$\sigma_c = \frac{3 * F_{\text{máx}} * L}{2 * B * t^2}$$

$$16,15 \text{ MPa} = \frac{3 * F_{\text{máx}} * 2,6}{2 * 0,2 * 0,03^2}$$

$$F_{\text{máx}} = 745,38 \text{ N}$$

Con el valor de la fuerza de rotura, se calcula la carga máxima distribuida.

Dato:

b: 2,6 m (envergadura).

$$W_{\text{máx}} = \frac{745,38}{2,6 \text{ m}}$$

$$W_{\text{máx}} = 286,68 \text{ N/m}$$

De cálculo realizado, se tiene que la carga puntual máxima que el ala puede soportar a determinadas dimensiones y resistencia del material es de 745,38 N, a su vez, equivale a 286,68 N/m de carga máxima distribuida.

En este punto del análisis estructural, se puede determinar que el ala de material compuesto y con determinadas dimensiones, necesita una fuerza de 745,38 N equivalente a 286,68 N/m para quebrar el componente, así también, se puede determinar que el ala puede soportar todas las cargas durante el vuelo a su velocidad máxima sin presentar problemas estructurales, debido a que la fuerza de sustentación y fuerza de arrastre son

muy inferiores en magnitud a la fuerza máxima que puede soportar ($48 \text{ N} < 163,3 \text{ N} < 745,38 \text{ N}$). Sin embargo, para obtener un resultado más aproximado, se realiza el cálculo del esfuerzo máximo por flexión, esfuerzo máximo por cortante y el esfuerzo máximo por torsión, para así, calcular el esfuerzo equivalente mediante la teoría de Von Mises y determinar el esfuerzo de rotura.

Para esto, del punto 2.21 (Capítulo 2), se sabe que el comportamiento del ala durante el vuelo, es semejante a una viga, por lo tanto, dicho cálculo de aproximación se realiza mediante criterio de vigas y flexión en 3 puntos, como se muestra en la figura 101 y 102.

Nota: El cálculo teórico que se realizó para obtener la fuerza de rotura (ecuación 40) y el que se realiza a continuación, es para calcular la fuerza y esfuerzo de rotura del ala del VANT, donde dicho análisis teórico es semejante a un análisis experimental, es decir, es semejante a llevar el ala construida y reforzada a un laboratorio de resistencia de los materiales y someterla a ensayo de flexión, de modo que a través del ensayo se obtiene la fuerza y el esfuerzo en el punto donde el ala se rompe, para así, realizar la comparación de la fuerza y esfuerzo equivalente que se necesita para romper el ala, con la fuerza y el esfuerzo equivalente que experimenta el VANT durante el vuelo, así mismo, para dicho análisis es necesario que el ala se encuentre en reposo sobre 2 reacciones.

Así también, este criterio de análisis se realiza porque durante el vuelo no se logra determinar la fuerza ni el esfuerzo de rotura, debido a que para realizar el análisis es necesario el equilibrio del VANT, es decir, el peso debe ser igual que la sustentación ($67,54 \text{ N}$), por el cual únicamente se logra obtener la fuerza y el esfuerzo que soporta el VANT en vuelo crucero y/o a su velocidad máxima, más no la fuerza y esfuerzo en el que el ala se rompe.

Con esta definición, a continuación se realiza el análisis estructural mediante criterio de vigas y flexión en 3 puntos.

Figura 101: Análisis del ala del VANT con carga distribuida mediante Criterio de Vigas.

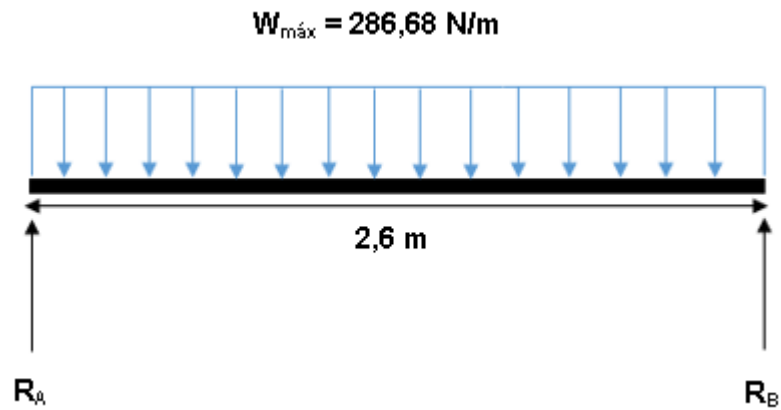
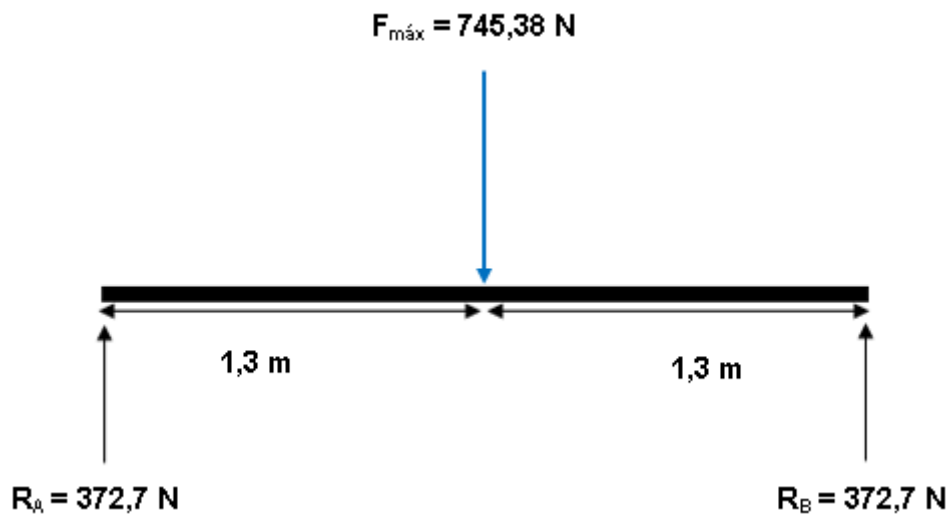


Figura 102: Análisis del ala del VANT con carga puntal mediante Flexión en 3 Puntos.



De la figura 101 y 102, se sabe que por ser una carga distribuida rectangular, la fuerza crítica se encuentra en el centro del ala, a su vez, esta coincide con el centro de gravedad (C.G.) del VANT, así mismo, para que las fuerzas estén en equilibrio, $R_A = R_B$.

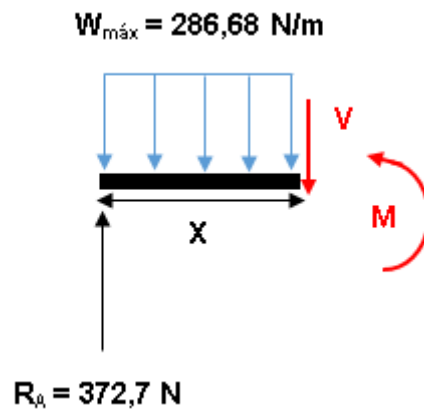
$$\Sigma F = 0$$

$$R_A + R_B = 745,38 \text{ N}$$

$$R_A = R_B = 372,7 \text{ N}$$

Así también, por criterio de vigas se sabe que para calcular el cortante máximo y momento flector, es necesario realizar un corte en uno de los extremos del ala para su análisis, tal y como se muestra en la figura 103.

Figura 103: Análisis del ala por Criterio de Vigas (Corte de Extremo Izquierdo).



De la figura 103, se sabe que las fuerzas y momentos están en equilibrio.

$$\Sigma F = 0$$

$$372,7 - 286,68 * X - V = 0$$

$$V = 372,7 - 286,68 * X$$

Cuando $X = 0$, se tiene que $V = 372,7 \text{ N}$.

Cuando $X = 1,3 \text{ m}$, se tiene que $V = 0$.

Cuando $X = 2,6 \text{ m}$, se tiene que $V = -372,7 \text{ N}$.

A continuación, se realiza la suma de momentos respecto al punto de corte.

$$\Sigma M = 0$$

Horario (+) y Antihorario (-):

$$372,7 * X - 286,68 * X * \frac{X}{2} - M = 0$$

$$M = 372,7 * X - 143,34 * X^2$$

Cuando $X = 0$, se tiene que $M = 0$.

Cuando $X = 1,3$ m, se tiene que $M = 242,3$ N.m.

Cuando $X = 2,6$ m, se tiene que $M = 0$.

Del análisis realizado, se obtiene la gráfica de la fuerza cortante y momento flector para el ala (figura 104 y 105).

Figura 104: Gráfico del Cortante Máximo para el Ala.

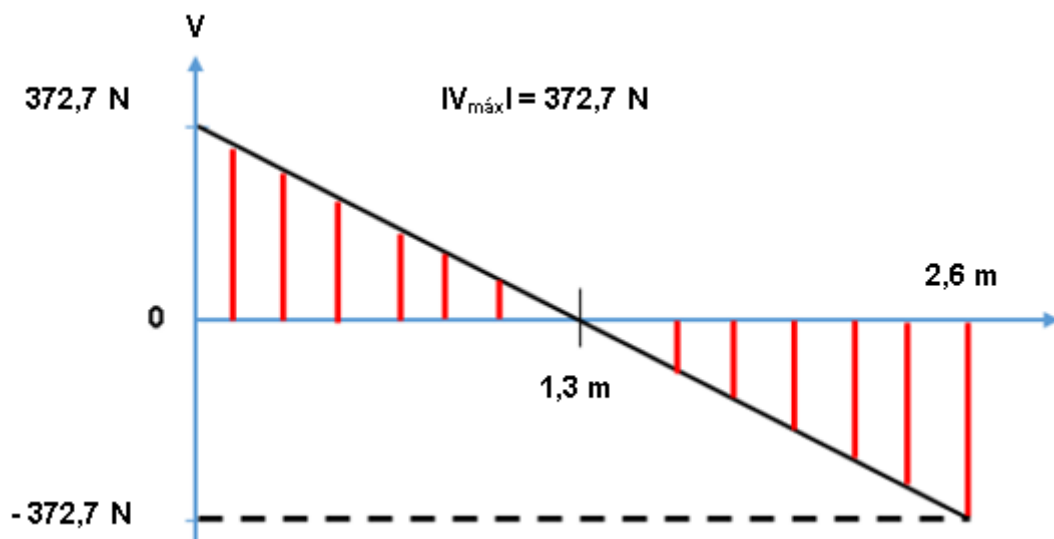
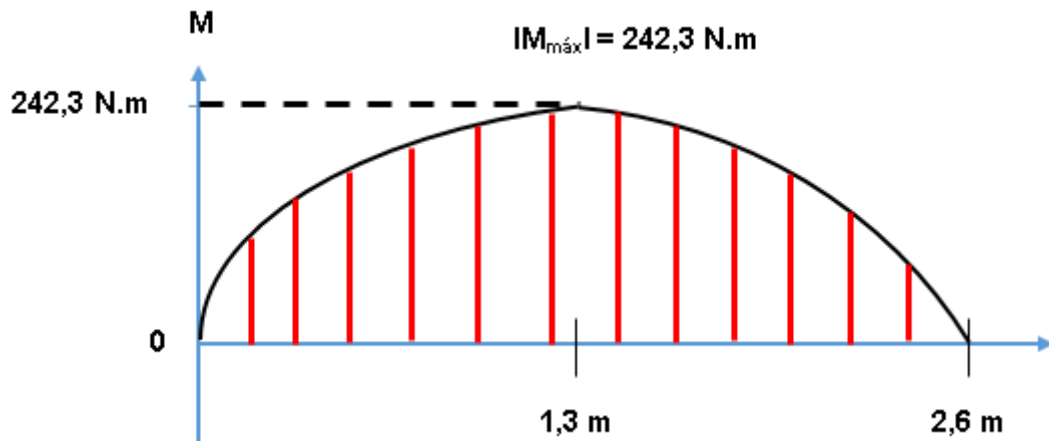


Figura 105: Gráfico del Momento Flector Máximo para el Ala.



De la figura 104 y 105, se tiene que el cortante máximo es 372,7 N y el momento flector máximo es 242,3 N.m. Con estos valores se calcula el esfuerzo cortante máximo y el esfuerzo máximo por flexión.

De la tabla 42, se sabe el área de cada gráfico para calcular el flujo de cortante, así también, la distancia Y , es la distancia entre el C.G. del perfil donde ocurre el cortante máximo con el C.G. del gráfico que está por encima de la CMA (figura 100), $(22 - 11 = 11 \text{ mm})$.

$$Q = A * Y$$

$$Q = 4400 - (240 + 68 + 62,5 + 780 + 315 + 600 + 28 + 25,5) * 11$$

$$Q = 32279,5 \text{ mm}^3 \sim 3,228 * 10^{-5} \text{ m}^3$$

Datos:

B: 0,2 m (CMA).

V: 372,7 N.

Q: $3,228 * 10^{-5} \text{ m}^3$.

M: 242,3 N.m.

I: $3,594 \cdot 10^{-7} \text{ m}^4$.

De la ecuación 36, se calcula el esfuerzo cortante máximo.

$$\sigma_{C,\text{máx}} = \frac{V * Q}{I * B}$$

$$\sigma_{C,\text{máx}} = \frac{372,7 * 3,228 * 10^{-5}}{3,594 * 10^{-7} * 0,2}$$

$$\sigma_{C,\text{máx}} = 0,1674 \text{ MPa}$$

De la ecuación 35, se calcula el esfuerzo máximo por flexión.

$$\sigma_{F,\text{máx}} = \frac{M * C}{I}$$

$$\sigma_{F,\text{máx}} = \frac{242,3 * 0,022}{3,594 * 10^{-7}}$$

$$\sigma_{F,\text{máx}} = 14,83 \text{ MPa}$$

Así también, se sabe que la carga puntual máxima que se requiere como mínimo para quebrar el ala es de 745,38 N y la distancia de la punta del ala hacia su centro es de 1,3 m (envergadura media), por lo tanto, se calcula el esfuerzo máximo por torsión.

Datos:

$F_{\text{máx}}$: 745,38 N.

$D = b/2 = 1,3 \text{ m}$ (envergadura media).

B: 0,2 m (CMA).

t = 0,03 m.

α : 0,3.

El valor de α , es un dato obtenido de una tabla que se detalla en [22, p. 388].

De la ecuación 37, se calcula el esfuerzo máximo por torsión.

$$\sigma_{\text{Tor,máx}} = \frac{F * D}{\alpha * B * t^2}$$

$$\sigma_{\text{Tor,máx}} = \frac{745,38 * 1,3}{0,3 * 0,2 * 0,03^2}$$

$$\sigma_{\text{Tor,máx}} = 17,94 \text{ MPa}$$

A continuación, se muestra la tabla 43 indicando los resultados obtenidos anteriormente.

Tabla 43: Valores de los Parámetros Estructurales del Ala del VANT.

Parámetros Estructurales del Ala del VANT	
Volumen del Composite (V_C) [m^3]	$126,8 * 10^{-4}$
Momento de Inercia del Ala (I) [m^4]	$3,594 * 10^{-7}$
Carga Máxima de Flexión ($F_{\text{máx}}$) [N]	745,38
Carga Máxima Distribuida ($W_{\text{máx}}$) [N/m]	286,68
Esfuerzo Cortante Máximo ($\sigma_{C,\text{máx}}$) [MPa]	0,1674
Esfuerzo Máximo de Flexión ($\sigma_{F,\text{máx}}$) [MPa]	14,83
Esfuerzo Máximo de Torsión ($\sigma_{\text{Tor,máx}}$) [MPa]	17,94

Como se mencionó anteriormente y de la figura 99, se sabe que el esfuerzo máximo calculado por software Autodesk Inventor, es el esfuerzo equivalente de Von Mises (2,454 MPa), donde dicho esfuerzo relaciona directamente todos los esfuerzos normales y tangenciales que está sometido el ala, de modo que este calcula un esfuerzo equivalente, a su vez, es el esfuerzo más crítico, es decir, de mayor magnitud, por lo tanto, es necesario calcular el esfuerzo equivalente por criterio de “Tensión de Von Mises”, utilizando como datos los esfuerzos ya calculados, para así, obtener un esfuerzo equivalente y realizar la comparación con el esfuerzo calculado por el simulador.

Datos:

$\sigma_{C,m\acute{a}x}$: 0,1674 MPa.

$\sigma_{F,m\acute{a}x}$: 14,83 MPa.

$\sigma_{Tor,m\acute{a}x}$: 17,94 MPa.

σ_{TyC} : 0 (No aplica esfuerzo de tensión y/o compresión pura).

Como se menciona en el punto 2.22 (Capítulo 2), El esfuerzo normal se calcula sumando los esfuerzos de tensión, compresión y de flexión. Por lo tanto, se tiene lo siguiente:

$$\sigma_N = \sigma_F + \sigma_{TyC}$$

$$\sigma_N = 14,83 + 0$$

$$\sigma_N = 14,83 \text{ MPa}$$

Así también, el esfuerzo tangencial se calcula sumando el esfuerzo cortante con el esfuerzo de torsión. Por lo tanto, se tiene lo siguiente:

$$\sigma_T = \sigma_C + \sigma_{Tor}$$

$$\sigma_T = 0,1674 + 17,94$$

$$\sigma_T = 18,1 \text{ MPa}$$

Obtenido el equivalente de los esfuerzos normales y esfuerzos tangenciales, se calcula el esfuerzo equivalente por la teoría de Von Mises.

Datos:

σ_N : 14,83 MPa.

σ_T : 18,1 MPa.

De la ecuación 41, se calcula el esfuerzo equivalente de Von Mises.

$$\sigma_{VM} = \sqrt{\sigma_N^2 + 3 * \sigma_{Tor}^2}$$

$$\sigma_{VM} = \sqrt{14.83^2 + 3 * 18,1^2}$$

$$\sigma_{VM} = 34,68 \text{ MPa}$$

Conclusión: Los esfuerzos normales y tangenciales que dan como resultado el esfuerzo máximo equivalente de 2,454 MPa (figura 99), a su vez, dicho esfuerzo se encuentra en la sección céntrica del ala del VANT de material compuesto, es insuficiente para producir rotura o deformación plástica, debido a que el esfuerzo equivalente que se necesita como mínimo para quebrar el ala del VANT es de 34,68 MPa, muy superior al esfuerzo que experimenta el VANT a su velocidad máxima (2,454 MPa < 34,68 MPa), por lo tanto, la estructura del VANT es segura para la misión que desempeñará (vigilancia), a su vez, el VANT puede mantener su velocidad máxima sin presentar problemas estructurales.

Así también, por defecto se determina que el fuselaje y estabilizadores, tampoco presentan problemas estructurales, debido a que el esfuerzo equivalente que experimentan es aún menor que el esfuerzo que experimenta el ala (figura 99).

3.25 Cálculo del Factor de Carga

Del punto 3.24 (análisis estructural), se sabe que la fuerza de sustentación a velocidad máxima en vuelo horizontal es de 163,3 N, así también, la fuerza que se requiere como mínimo para quebrar el ala es de 745,38 N, por lo tanto, se tiene 2 factores de carga de diferentes valores.

Datos:

$L_{\text{máx}}$: 163,3 N.

W : 67,54 N.

$F_{\text{máx}}$ = 745,38 N.

De la ecuación 30, se calcula el factor de carga a la velocidad máxima del VANT en vuelo horizontal.

$$n_{\text{máx}} = \frac{L_{\text{máx}}}{W}$$

$$n_{\text{máx}} = \frac{163,3}{67,54}$$

$$n_{\text{máx}} = 2,4 \text{ G}$$

De la ecuación 30, se calcula el factor de carga a la fuerza requerida para el quiebre.

$$n_{\text{cr}} = \frac{F_{\text{máx}}}{W}$$

$$n_{cr} = \frac{745,38}{67,54}$$

$$n_{cr} = 11 \text{ G}$$

Nota: Para que el VANT alcance una fuerza de sustentación (745,38 N) que haga posible a una deformación plástica y/o rotura de su estructura, necesariamente requiere de un motor de elevada potencia para que genere el empuje necesario, por el cual aumente su velocidad para aumentar la fuerza de sustentación.

La potencia y el empuje que genera el motor seleccionado para el VANT de este proyecto, es insuficiente para alcanzar la fuerza de sustentación necesaria para quebrar el ala del VANT, de modo que resulta imposible presentar problemas estructurales durante el vuelo.

3.26 Información Adicional de Diseño

Como información adicional de diseño, se calcula la carga alar para tener presente el esfuerzo que soporta el ala con respecto al peso. Así también, la eficiencia aerodinámica para tener presente la sustentación del VANT con respecto al arrastre producido.

Datos:

W: 67,54 N.

S: 0,517 m².

L: 67,54 N.

D: 19,84 N.

De la ecuación 24, se calcula la carga alar.

$$P = \frac{W}{S}$$

$$P = \frac{67,54 \text{ N}}{0,517 \text{ m}^2}$$

$$P = 130,64 \text{ Pa}$$

De la ecuación 28, se calcula la eficiencia aerodinámica.

$$E = \frac{L}{D}$$

$$E = \frac{67,54}{19,84}$$

$$E = 3,24$$

Nota: La finalidad de obtener estos parámetros aerodinámicos (carga alar y eficiencia aerodinámica), es para realizar futuras comparaciones con otros modelos de VANT's con misiones similares al propuesto en este proyecto, debido a que estos parámetros son indicadores propios de los VANT's, de manera que el usuario o interesado puede definir que VANT presenta mayor eficiencia y soporta mayor carga.

3.27 Método de Cálculo de Diseño para VANT's de ala fija de categoría Micro y Mini – VANT's

En este punto del proyecto, únicamente se menciona el método de cálculo que se realizó para el diseño de la plataforma del VANT de ala fija de este proyecto, el cual por su bajo peso, baja altura de vuelo, corto alcance y autonomía, se clasifica como: Mini – VANT [65, p. 15]. Dicho método de cálculo consiste en realizar 13 pasos u procedimientos, tal como

se muestra en la tabla 44. Así también, el método de cálculo aerodinámico que se tomó de modelo y referencia para el desarrollo del mismo, se encuentra en [13, pp. 47-49].

La comparación y relación del método de cálculo realizado en este proyecto con el método de cálculo aerodinámico que se utilizó de modelo y guía, se muestra en el ANEXO 3.

Tabla 44: Método de Cálculo utilizado para el Diseño de la Plataforma del VANT de este proyecto.

Método de Cálculo de Diseño de la Plataforma del VANT
1. Definición de los parámetros y requerimientos para la misión
2. Estimación del peso total y selección de la configuración del VANT
3. Selección de componentes
4. Selección de los Softwares
5. Selección del perfil aerodinámico
6. Dimensionamiento del ala
7. Análisis del ala
8. Distribución de componentes y dimensionamiento del fuselaje
9. Análisis y dimensionamiento de los Estabilizadores
10. Selección del material
11. Simulación de la plataforma
12. Determinación de los parámetros para el diseño definitivo
13. Análisis estructural

3.28 Normas y Regulaciones para el uso de un Vehículo Aéreo no Tripulado en el Perú

Parte de los requerimientos son el tener en cuenta las normas y leyes que regularizan el uso de VANT's en el Perú, estas son: La ley N° 30740 dada por el Congreso de la

República, tal como se muestra en la figura 106 y la norma técnica complementaria emitida por la DGAC (Dirección General de Aeronáutica Civil).

Figura 106: Ley N°30740 [66].



Para desarrollar este proyecto y operar una aeronave pilotada a distancia (RPA, por sus siglas en inglés), también conocida como drone, es necesario cumplir los requisitos de la Dirección General de Aeronáutica Civil (DGAC) del Ministerio de Transportes y Comunicaciones (MTC).

De acuerdo a lo establecido en la Norma Técnica Complementaria (NTC 001-2015) de la Figura 107, estos dispositivos tecnológicos están sujetos a la legislación aeronáutica peruana. Es por ello que toda persona u organización que desee sobrevolar una unidad de este tipo deberá:

1. Registrarlo. - El operador del VANT debe solicitar a la Dirección de Certificaciones y Autorizaciones de la DGAC, una tarjeta de registro en la que dejará constancia de los datos

2. Acreditar al piloto. - La DGAC habilitará a un ciudadano como operador de un VANT siempre y cuando, este haya sido capacitado y certificado por un Centro de Instrucción de Aviación Civil o una institución Aero-deportiva acreditada por el ministerio. Y además, apruebe la evaluación teórica tomada por la Coordinación de Licencias Aeronáutica [67].

El cumplimiento de estos requisitos garantiza la seguridad de las personas, evita interferencias en las operaciones de los usuarios del espacio aéreo y daños a la propiedad privada.

Dato: Está prohibido el sobrevuelo de VANT's en zonas restringidas, tales como: Palacio de Gobierno, áreas militares, aeropuertos, centros arqueológicos y áreas naturales protegidas, salvo se obtenga la autorización de las entidades correspondientes [67].

 PERÚ	Ministerio de Transportes y Comunicaciones	Viceministerio de Transportes	Dirección General de Aeronáutica Civil
---	---	--	---

NORMA TÉCNICA COMPLEMENTARIA

NTC	:	001-2015
FECHA	:	03/11/2015
REVISIÓN	:	ORIGINAL
EMITIDA POR	:	DCA/DGAC

TEMA: **Requisitos para las Operaciones de Sistemas de Aeronaves Pilotadas a Distancia.**

CAPÍTULO 4

RESULTADOS Y DISCUSIÓN

4.1 Características de la Zona de Desempeño

De acuerdo a la información recopilada y resultados obtenidos en el capítulo 3 acerca del lugar donde el VANT realiza la misión. A continuación, se describe las características de la zona de desempeño (La Pampa), estos son:

Lugar de desempeño: La Pampa, región Madre de Dios.

Área de desempeño: $5677189 \text{ m}^2 \sim 5,677189 \text{ km}^2 \sim 567,7189 \text{ ha}$.

Altitud: 443 m.s.n.m.

Temperatura promedio anual: $24,9 \text{ }^{\circ}\text{C}$.

Temperatura mínima: $19,8 \text{ }^{\circ}\text{C}$ (Julio).

Temperatura máxima: $30,4 \text{ }^{\circ}\text{C}$ (Agosto y Octubre).

Precipitación anual: $2459 \text{ mm} \rightarrow 2459 \text{ L /m}^2$.

Época seca: Mayo – Agosto.

Época lluviosa: setiembre – Abril.

Ola de viento frío (surazos): Mayo – Setiembre.

4.2 Características de la Configuración del VANT

De acuerdo al desarrollo realizado en el capítulo 3 para determinar la configuración (modelo) del VANT. A continuación, se describe los resultados característicos ya obtenidos de dicha configuración, estos son:

Posición de ala: Alta.

Tipo de ala: Rectangular.

Tipo de cola: En "T".

Propulsión: Eléctrica.

Posición del motor: Posterior del ala.

Fuselaje: Tubular alargado.

Ángulo de incidencia: 2° .

Ángulo diedro fijo: 3° .

Ángulo de cola compensadora: -2° .

Área del VANT: $2,1 \text{ m}^2$.

Relación Empuje: Peso (T/W): $1:4,1 \rightarrow 0,244$ (sin factor de seguridad).

Relación Empuje: Peso (T/W): $1:2,5 \rightarrow 0,4$ (con factor de seguridad).

4.3 Características Estructurales del VANT

Del desarrollo realizado en el capítulo 3 para determinar los parámetros estructurales y la selección de material para la plataforma. A continuación, se describe los resultados característicos de la plataforma (estructura) ya obtenidos de dicho capítulo, estos son:

Material del VANT: Composite (EPS, resina, fibra de carbono y fibra de vidrio).

Material principal: Poliestireno Expandido (EPS).

Densidad del material principal (EPS): 19 kg/m^3 .

Espesor de revestimiento: Resina epoxi (1 mm) + Fibra de vidrio (0,5 mm).

Mínima carga aplicada para rotura: 745,38 N o 286,68 N/m.

Resistencia a la flexión: 14,83 MPa.

Resistencia a la torsión: 17,94 MPa.

Resistencia al cizallamiento: 0,1674 MPa.

Esfuerzo de Von Mises: 34,68 MPa.

Largueros: 2 Varillas de fibra de carbono de $\varnothing 20 \text{ mm} \times \varnothing 18 \text{ mm} \times 1000 \text{ mm}$.

4.4 Características Físicas del VANT

Del desarrollo realizado en el capítulo 3 para determinar los parámetros físicos y aerodinámicos del VANT. A continuación, se describe los resultados característicos ya obtenidos de dicho capítulo, estos son:

Peso vacío: 2,788 kg.

Peso máximo: 6,885 kg.

Carga útil: 4,097 kg.

Carga alar: 130,64 Pa.

Eficiencia aerodinámica: 3,24.

Factor de carga en viraje: 1,02 G.

Factor de carga a velocidad máxima: 2,4 G.

Factor de carga a la fuerza requerida para rotura: 11 G.

Fuselaje

Diámetro: 0,12 m.

Longitud total: 1,8 m.

Caja aerodinámica: 0,88 m.

Brazo de cola: 1,22 m.

Ala

Envergadura: 2,6 m.

Cuerda Media Aerodinámica (CMA): 0,2 m.

Superficie alar: 0,516 m².

Aspect Ratio: 13.

Taper Ratio: 1.

Perfil aerodinámico: NACA 4415.

Estabilizador horizontal

Envergadura: 0,54 m.

Cuerda Media Aerodinámica (CMA): 0,18 m.

Superficie alar: 0,0972 m².

Aspect Ratio: 3.

Taper Ratio: 1.

Perfil aerodinámico: NACA 0012.

Estabilizador vertical

Envergadura: 0,2 m.

Cuerda Media Aerodinámica (CMA): 0,27 m.

Superficie alar: 0,056 m².

Aspect Ratio: 0,7.

Taper Ratio: 0,6.

Perfil aerodinámico: NACA 0012.

4.5 Características de Desempeño del VANT

Del desarrollo realizado en el capítulo 3 para determinar los parámetros de desempeño del VANT. A continuación, se describe los resultados característicos ya obtenidos en dicho capítulo, estos son:

Velocidad de despegue: 17 m/s.

Velocidad de ascenso: 7,2 m/s.

Velocidad crucero: 18 m/s.

Velocidad máxima: 28 m/s.

Velocidad de descenso: 5,15 m/s.

Velocidad de pérdida: 14,6 m/s.

Empuje crucero: 19,84 N.

Empuje máximo: 48,16 N.

Empuje de ascenso: 48,16 N.

Empuje de descenso: 19,84 N.

Ángulo de ascenso máximo: 25°.

Ángulo de descenso máximo: 17°.

Ángulo de entrada en pérdida: 10°.

Coeficiente de sustentación en crucero (C_L): 0,517.

Coeficiente de sustentación máximo ($C_{L\text{máx}}$): 0,786.

Coeficiente de arrastre en crucero (C_D): 0,152.

Autonomía: 42 minutos.

Alcance: 33,73 km.

Techo: 643 m.s.n.m.

Techo en Madre de Dios: 200 m.

Modo de despegue: Lanzamiento a mano / Lanzamiento en Catapulta.

Modo de aterrizaje: Atrapado en red / Aterrizaje en barriga.

4.6 Características de los Componentes Electrónicos

De acuerdo a la información recopilada y análisis de selección, realizado y obtenido en el capítulo 3, acerca de la aviónica del VANT. A continuación se describe las características de los componentes electrónicos seleccionados; estos son:

Motor

Tipo de motor: Eléctrico brushless (sin escobillas).

Modelo de motor: T-MOTOR 560 KV.

Consumo en crucero: 15 A.

Rendimiento en crucero: 54%.

Consumo máximo: 55,5 A.

Voltaje: 22,2 V.

Peso: 290 g.

Dimensión: Ø50*61 mm.

Costo: 140 \$.

N° Celdas: 6.

Origen: Chino.

Hélice

Material: Plástico.

Dimensión: 14" ~ 35,56 cm.

Angulo de paso: 70°.

ESC

Tipo de ESC: Eléctrico.

Modelo de ESC: Scorpion 60 A.

Consumo en crucero: 15 A.

Consumo máximo: 55,5 A.

Voltaje: 22,2 V.

UBEC: 5 V/4 A.

Peso: 75 g.

Dimensión: 80*30*12 mm.

Costo: 110 \$.

N° Celdas: 6.

Origen: Chino.

Transmisor (receptor)

Modelo de transmisor: Turnigy 2,4 GHz.

Consumo: 4 A.

Voltaje: 5 V.

Frecuencia: 2,4 GHz.

Canales: 8.

Rango: 1,5 km.

Telemetría: Sí.

Peso: 10 g.

Dimensión: 44*25*14 mm.

Costo: 53,11 \$.

Origen: Chino.

Piloto Automático

Tipo de autopiloto: Eléctrico.

Modelo de autopiloto: Radiolink Mini Pix V1.0.

Consumo: 3 A.

Voltaje: 5 V.

Procesador: 32 bits.

Canales: 6.

Telemetría: Sí.

Sensibilidad a la vibración: Sí.

Peso: 20 g.

Dimensión: 32*30*12 mm.

Costo: 62,89 \$.

Origen: Chino.

Servomotor

Tipo de servomotor: Eléctrico analógico.

Cantidad: 4 (2 alerones y 2 estabilizadores).

Modelo de servomotor: MX-300S.

Material de engranajes: Nylon.

Dimensión unitaria: 38*18*34 mm.

Peso unitario: 37 g.

Torque unitario: 4,8 kg /cm.

Velocidad unitaria: 0,17 segundos.

Ángulo de rotación máximo: 60°.

Consumo unitario: 0,25 A.

Voltaje unitario: 4,8 V.

Batería (motor y ESC)

Tipo de batería: Polímero de litio (LIPO).

Modelo de batería: Turnigy 20 Ah y Nano-Tech Turnigy 3,3 Ah.

Suministro: 20 Ah a 1,5 C y 3,3 Ah a 45 C.

Coeficiente de descarga máximo: 12 C y 45 C.

Peso total: 3185 g.

Dimensión: 203*93*70 mm y 135*44*45 mm.

Costo total: 249,9 \$.

N° Celdas: 6.

Origen: Chino.

Batería (transmisor, autopiloto y servomotores).

Tipo de batería: Polímero de litio (LIPO).

Modelo de batería: Turnigy 8 Ah.

Suministro: 8 Ah a 1 C.

Coeficiente de descarga máximo: 12 C.

Peso: 752 g.

Dimensión: 145*51*52 mm.

Costo: 62,93 \$.

N° Celdas: 2 (7,4 V).

Cámara

Tipo de cámara: FPV.

Modelo de cámara: Caddx Tarsier V2.

Resolución de video: 4 K a 30 fps / 2.7 K a 120 fps.

Resolución de foto: 12 MP.

Campo de visión: 180°.

Tiempo de duración: 70 minutos.

Peso: 18 g.

Dimensión: 20*19*16 mm.

Costo: 90 \$.

CONCLUSIONES

Se logró diseñar la plataforma de un vehículo aéreo no tripulado para la vigilancia de una zona controlada en la región Madre de Dios, bajo las necesidades de monitoreo y control de la zona con determinadas condiciones meteorológicas. Inicialmente se realiza el diseño preliminar del VANT utilizando estimaciones de peso y velocidad, diseño aerodinámico en un software, cálculos numéricos y teoría planteada por diseñadores de aeronaves reconocidos a nivel mundial, con la finalidad de obtener la aproximación de un modelo, el cual por medio de la simulación se obtiene el diseño definitivo.

1. Se realizó el cálculo de los parámetros aerodinámicos utilizando las ecuaciones aerodinámicas, gráficos y tablas planteadas por autores aeronáuticos, así también, se utilizó el software de diseño aerodinámico DesignFOIL, obteniendo los resultados deseados para el desarrollo del diseño preliminar del VANT. Estos son: $b = 2,6 \text{ m}$, $CMA = 0,2 \text{ m}$, $L_F = 1,8 \text{ m}$, $D_F = 0,12 \text{ m}$, $b_h = 0,54 \text{ m}$, $CMA_{EH} = 0,18 \text{ m}$, $b_v = 0,2 \text{ m}$, $CMA_{EV} = 0,27 \text{ m}$.

2. Se realizó la simulación en el software Autodesk CFD, sometiendo la plataforma del VANT a un túnel de viento computarizado, en el cual se analizó el comportamiento de la plataforma del VANT, teniendo en cuenta el principio de Bernoulli, así también, se validó los parámetros aerodinámicos obtenidos de la simulación corrigiendo los cálculos del

diseño preliminar, estos son: $V_c = 18 \text{ m/s}$, $L = 67,54 \text{ N}$, $C_L = 0,517$, $D = 19,84 \text{ N}$ y $C_D = 0,152$.

Se determinó que el diseño definitivo obtenido de la simulación, es más eficiente que el diseño preliminar, de tal manera que puede cargar mayor peso consumiendo la misma cantidad de energía. Los resultados son: Eficiencia del motor = 54%, Relación empuje: peso (T/W) = 1:4,1 (0,244).

Así también, se determinó que la plataforma del VANT durante el vuelo, soporta un esfuerzo máximo de 2,454 MPa, mientras que por medio del análisis estructural, se determinó que el VANT con el material asignado y reforzado, soporta un esfuerzo máximo de 34,68 MPa, el cual es mayor al que experimenta el VANT en vuelo. Concluyendo que el modelo no presentará problemas estructurales para cualquier etapa del vuelo.

3. Se elaboró los planos de ensamblaje del VANT utilizando el software Autodesk Inventor. El desarrollo de los planos del VANT se hizo de manera correcta. Para esto, se utilizó el perfil NACA 4415 para el desarrollo del ala y NACA 0012 para los estabilizadores, así también, se le asignó el poliestireno expandido (EPS) como material para el fuselaje, alas, estabilizadores, mientras que para el brazo de cola se le asignó el nylon. Luego de obtener el dibujo CAD, se procedió con el ensamble.

Para el desarrollo de los planos, se le asignó la vista principal en 3D y el dimensionamiento de las 3 vistas principales (frontal, lateral, superior), en el sistema diédrico ISO – A y en hoja A3 para cada componente y ensamble. Los planos detallados se encuentran en el ANEXO 1.

RECOMENDACIONES

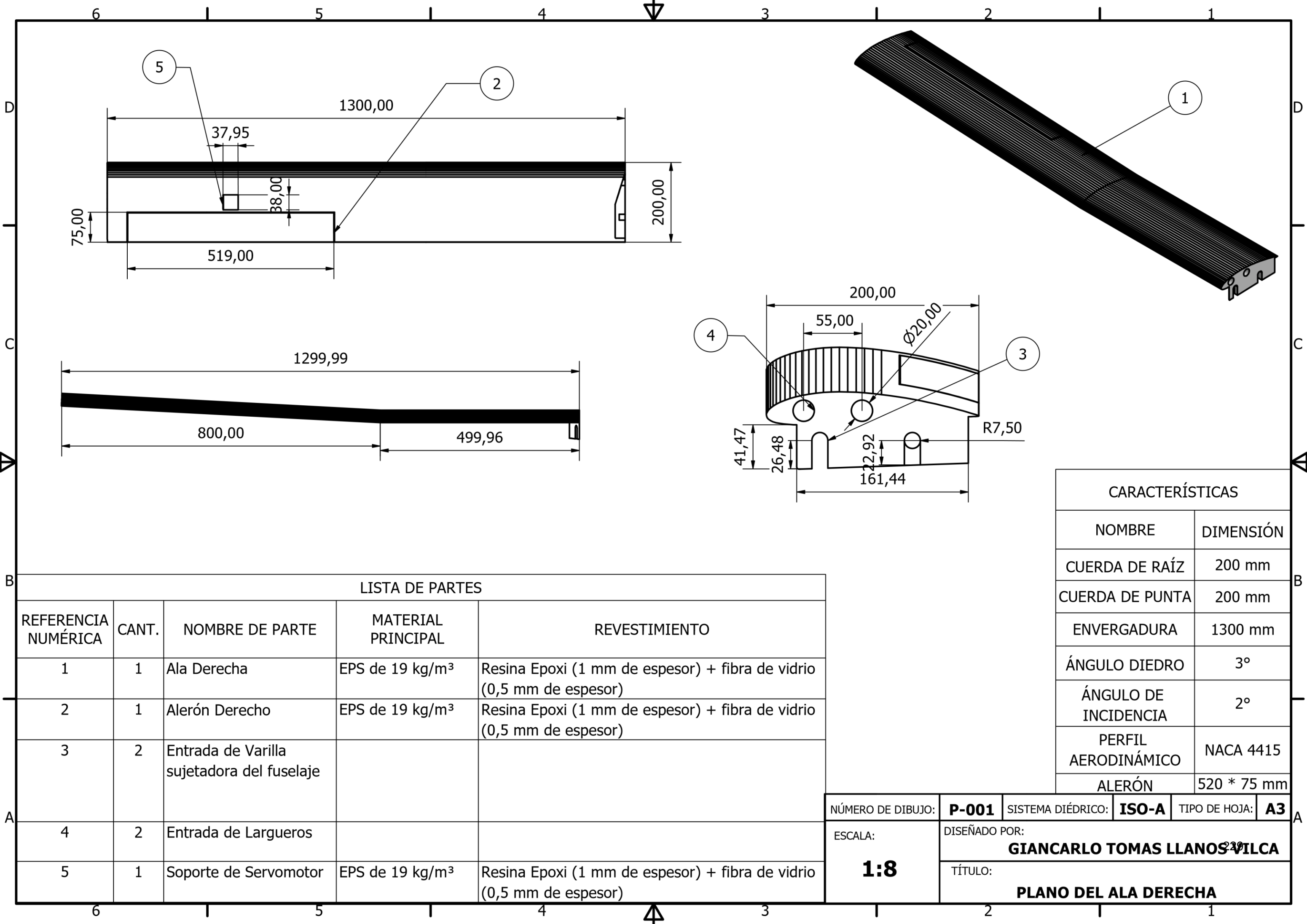
1. Antes de realizar el diseño de un VANT, primero se recomienda determinar la misión de la aeronave y el tiempo de vuelo que se desee operar, así también, se recomienda realizar una buena estimación de peso, empuje y velocidad crucero para el desarrollo de un modelo preliminar.

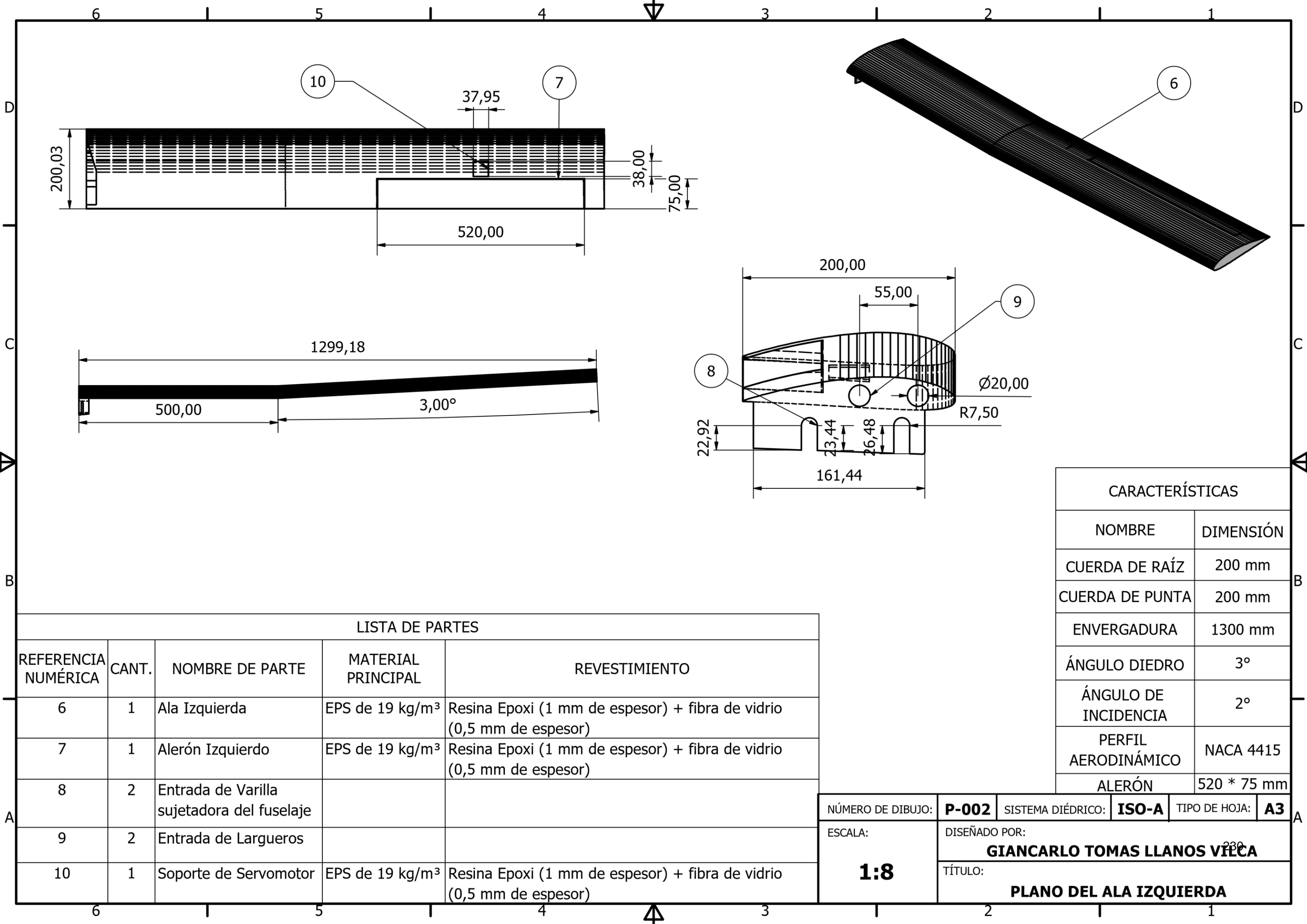
2. Se recomienda utilizar los softwares especializados en diseño aerodinámico, diseño CAD y CFD, debido a que facilitan y aportan de gran manera al desarrollo y diseño de una aeronave, simplificando algunos cálculos manuales y reduciendo el tiempo de desarrollo.

ANEXOS

ANEXO 1.

Planos del VANT

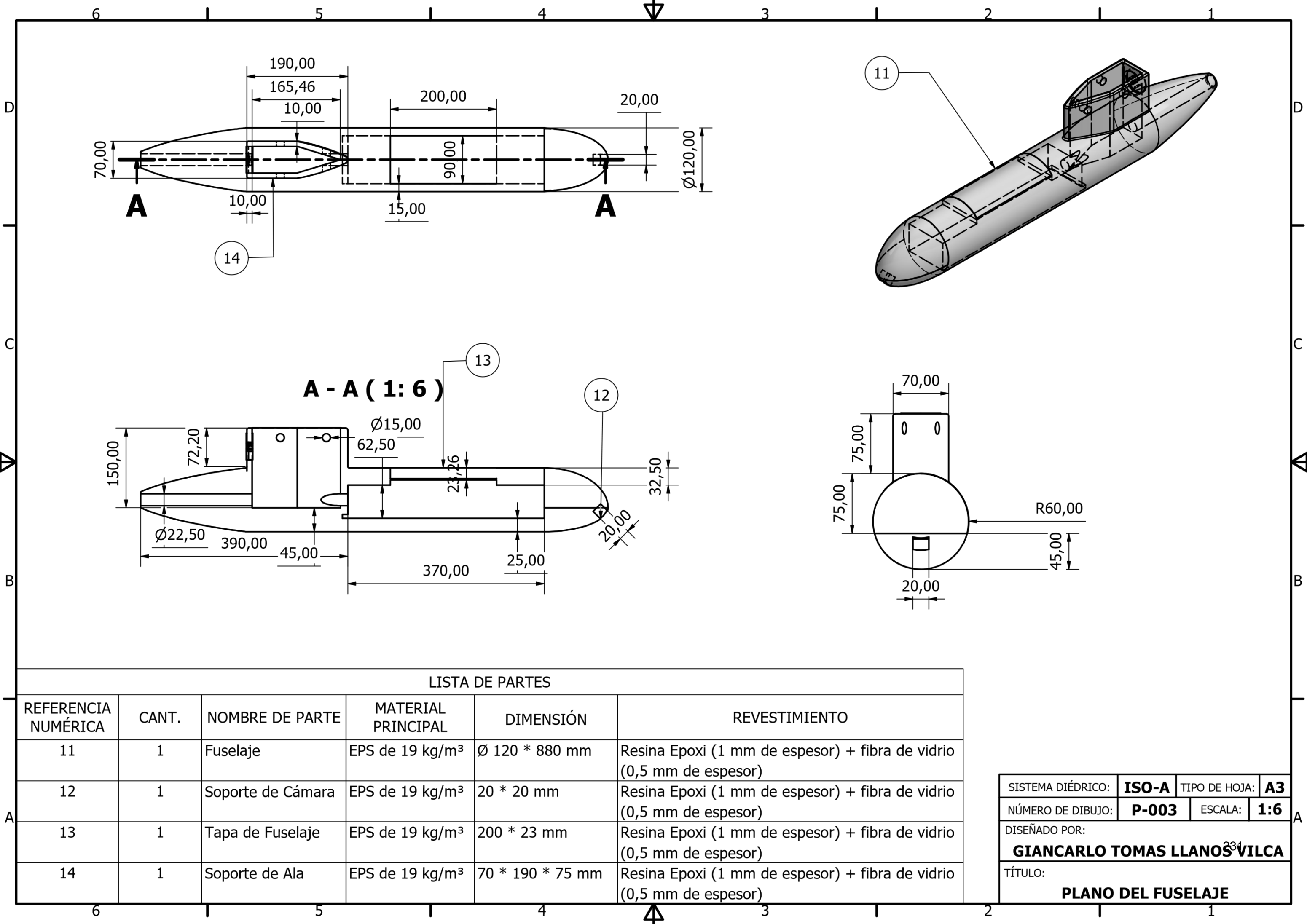


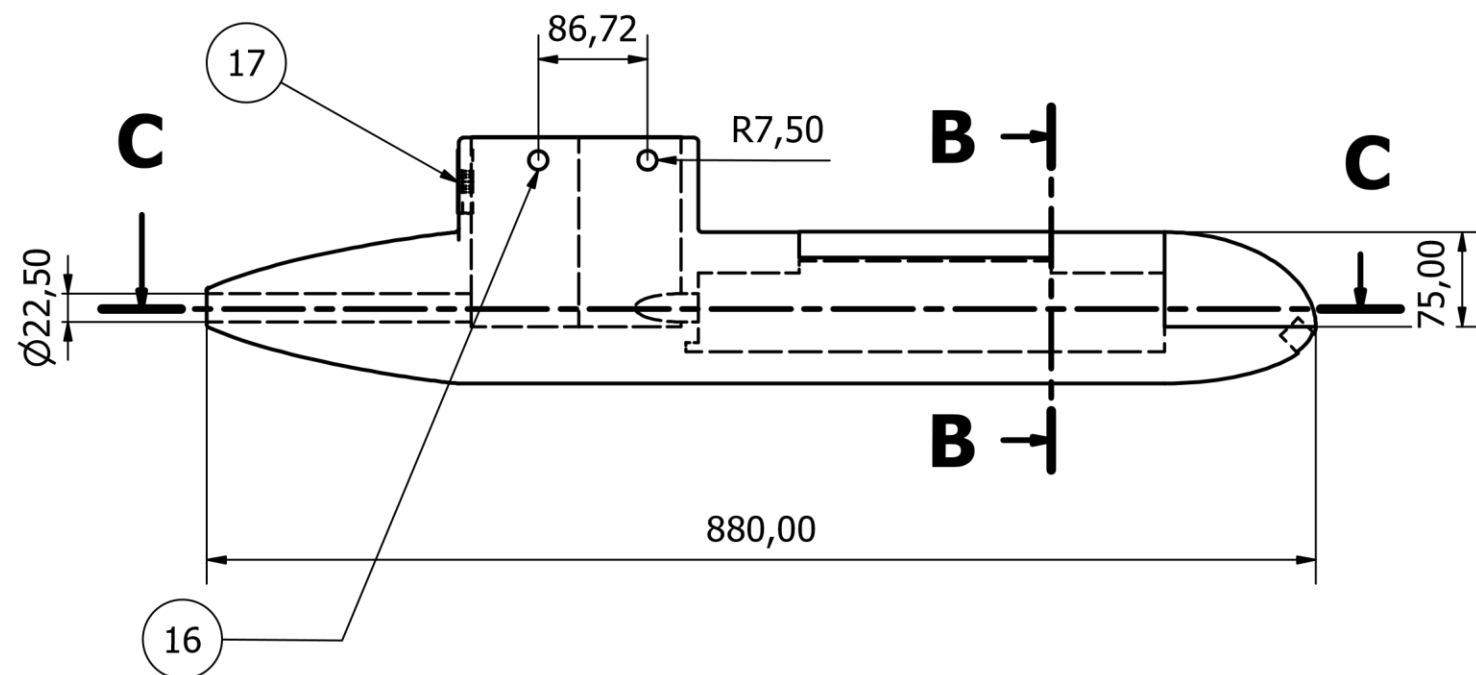


LISTA DE PARTES				
REFERENCIA NUMÉRICA	CANT.	NOMBRE DE PARTE	MATERIAL PRINCIPAL	REVESTIMIENTO
6	1	Ala Izquierda	EPS de 19 kg/m³	Resina Epoxi (1 mm de espesor) + fibra de vidrio (0,5 mm de espesor)
7	1	Alerón Izquierdo	EPS de 19 kg/m³	Resina Epoxi (1 mm de espesor) + fibra de vidrio (0,5 mm de espesor)
8	2	Entrada de Varilla sujetadora del fuselaje		
9	2	Entrada de Largueros		
10	1	Soporte de Servomotor	EPS de 19 kg/m³	Resina Epoxi (1 mm de espesor) + fibra de vidrio (0,5 mm de espesor)

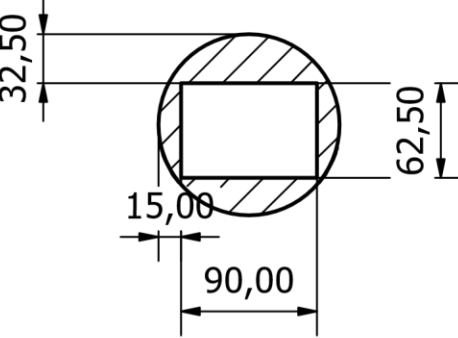
CARACTERÍSTICAS	
NOMBRE	DIMENSIÓN
CUERDA DE RAÍZ	200 mm
CUERDA DE PUNTA	200 mm
ENVERGADURA	1300 mm
ÁNGULO DIEDRO	3°
ÁNGULO DE INCIDENCIA	2°
PERFIL AERODINÁMICO	NACA 4415
ALERÓN	520 * 75 mm

NÚMERO DE DIBUJO:	P-002	SISTEMA DIÉDRICO:	ISO-A	TIPO DE HOJA:	A3
ESCALA:	1:8	DISEÑADO POR:	GIANCARLO TOMAS LLANOS VILCA		
		TÍTULO:	PLANO DEL ALA IZQUIERDA		

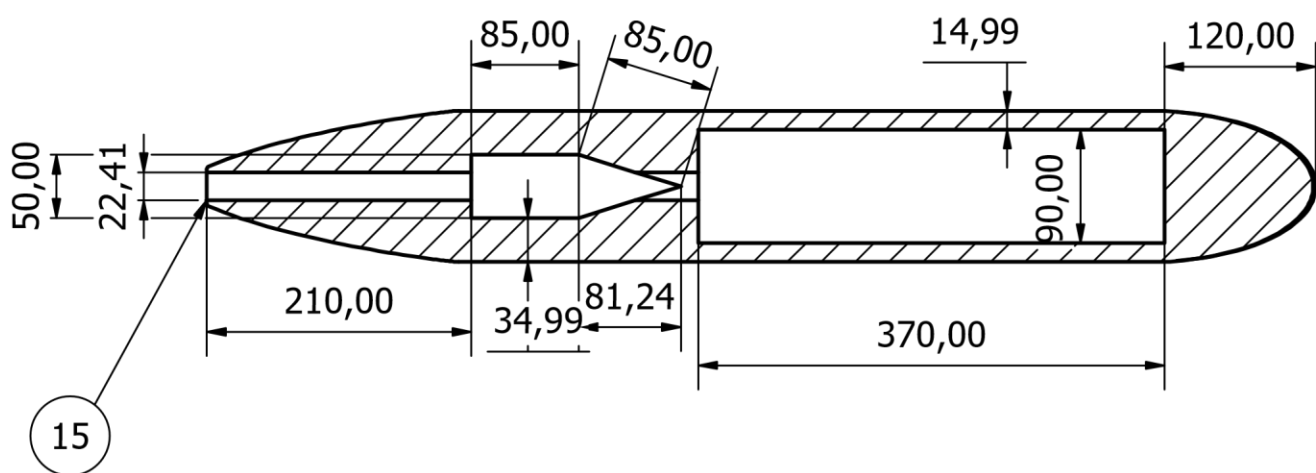




B - B (1 : 6)



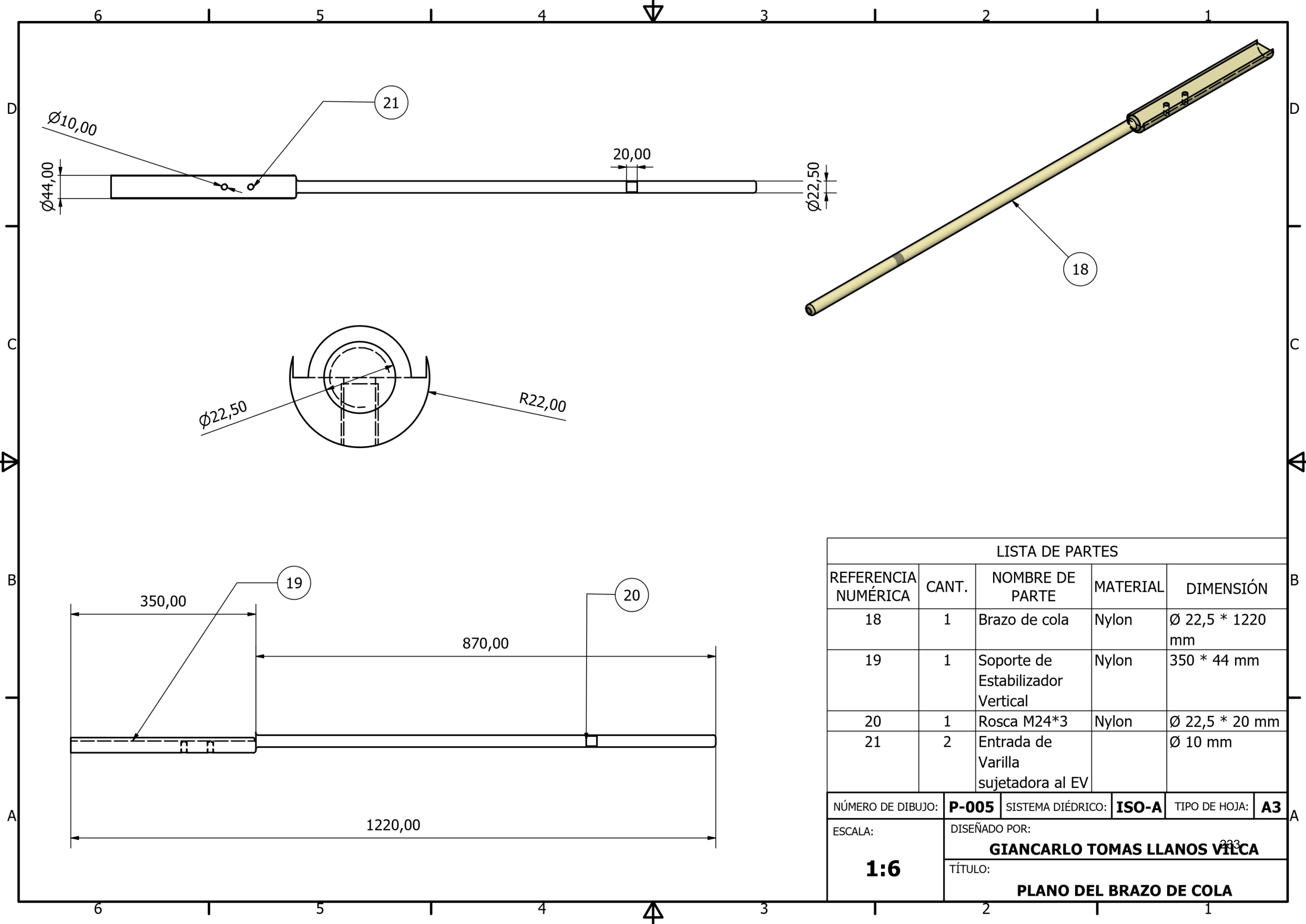
C - C (1 : 6)



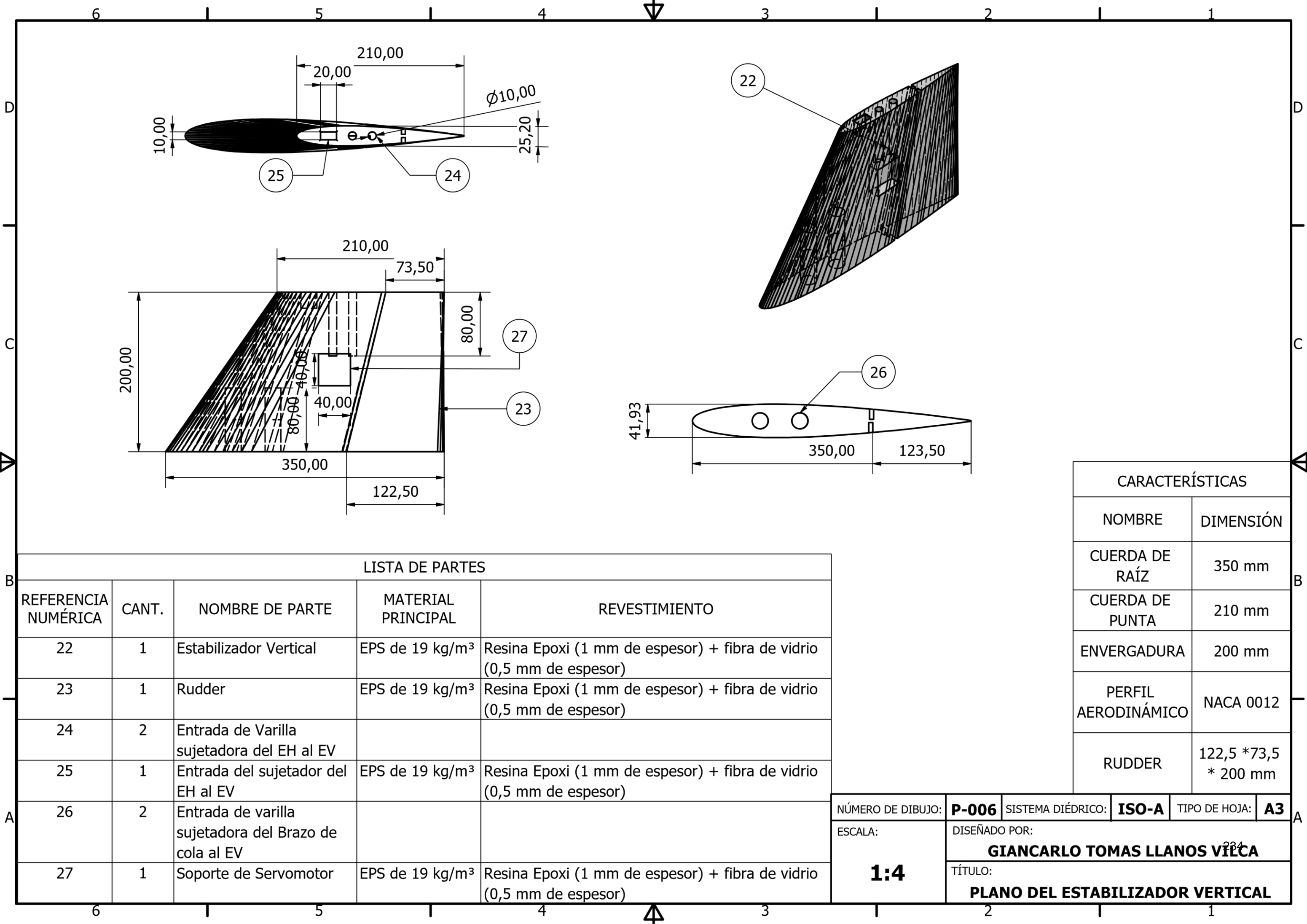
LISTA DE PARTES

REFERENCIA NUMÉRICA	CANT.	NOMBRE DE PARTE	MATERIAL PRINCIPAL	DIMENSIÓN	REVESTIMIENTO
15	1	Entrada de Brazo de cola		Ø 22,5 mm	
16	1	Entrada de varilla sujetadora del ala		Ø 15 mm	
17	1	Soporte de Motor	EPS de 19 kg/m³	Ø 50 mm	Resina Epoxi (1 mm de espesor) + fibra de vidrio (0,5 mm de espesor)

SISTEMA DIÉDRICO:	ISO-A	TIPO DE HOJA:	A3
NÚMERO DE DIBUJO:	P-004	ESCALA:	1:6
DISEÑADO POR:			
GIANCARLO TOMAS LLANOS VILCA			
TÍTULO:			
PLANO DEL FUSELAJE			



LISTA DE PARTES					
REFERENCIA NUMÉRICA	CANT.	NOMBRE DE PARTE	MATERIAL	DIMENSIÓN	
18	1	Brazo de cola	Nylon	Ø 22,5 * 1220 mm	
19	1	Soporte de Estabilizador Vertical	Nylon	350 * 44 mm	
20	1	Rosca M24*3	Nylon	Ø 22,5 * 20 mm	
21	2	Entrada de Varilla sujetadora al EV		Ø 10 mm	
NÚMERO DE DIBUJO:		P-005	SISTEMA DIÉDRICO:	ISO-A	TIPO DE HOJA: A3
ESCALA:		DISEÑADO POR: GIANCARLO TOMAS LLANOS VILCA			
1:6		TÍTULO: PLANO DEL BRAZO DE COLA			



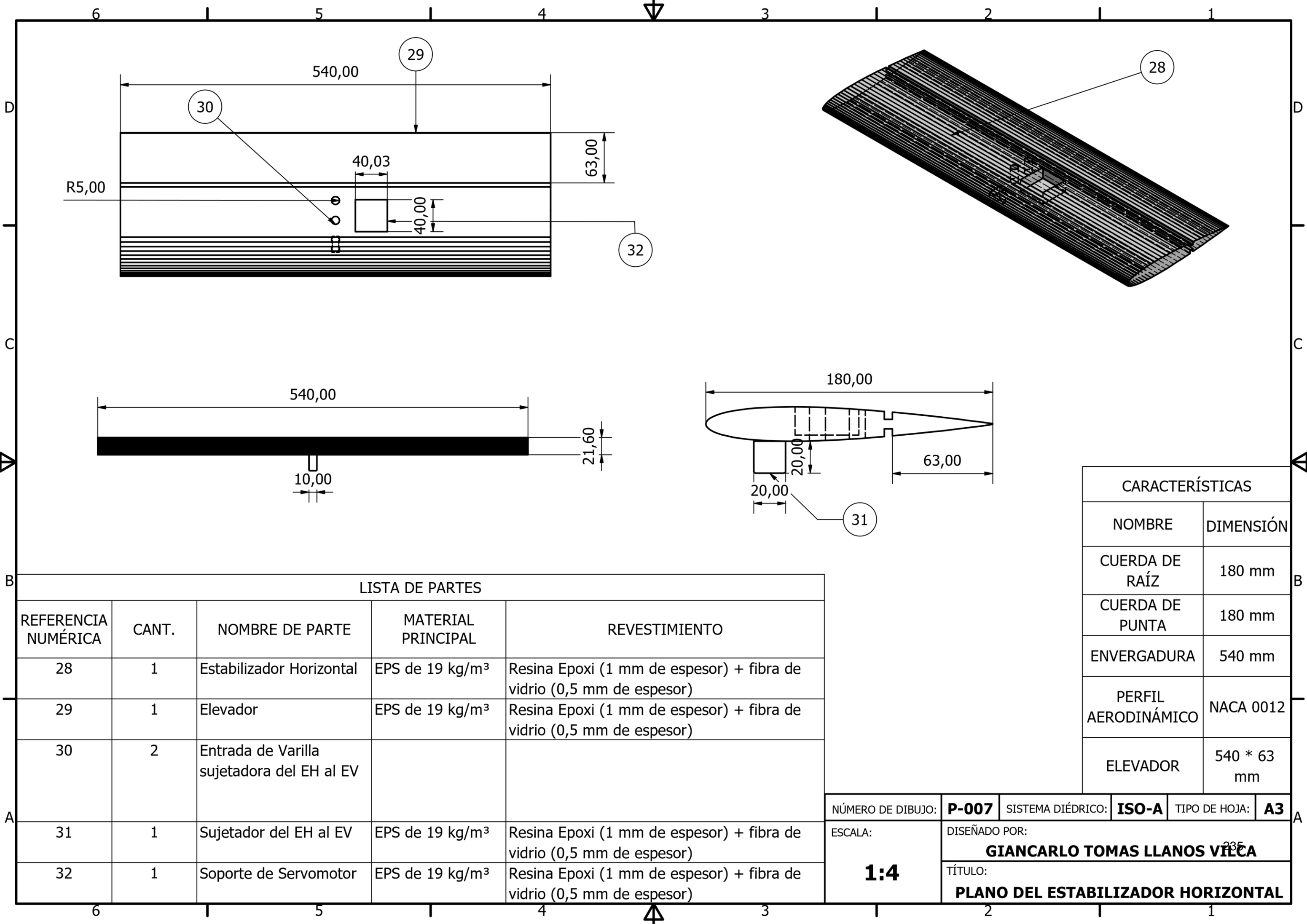
LISTA DE PARTES

REFERENCIA NUMÉRICA	CANT.	NOMBRE DE PARTE	MATERIAL PRINCIPAL	REVESTIMIENTO
22	1	Estabilizador Vertical	EPS de 19 kg/m³	Resina Epoxi (1 mm de espesor) + fibra de vidrio (0,5 mm de espesor)
23	1	Rudder	EPS de 19 kg/m³	Resina Epoxi (1 mm de espesor) + fibra de vidrio (0,5 mm de espesor)
24	2	Entrada de Varilla sujetadora del EH al EV		
25	1	Entrada del sujetador del EH al EV	EPS de 19 kg/m³	Resina Epoxi (1 mm de espesor) + fibra de vidrio (0,5 mm de espesor)
26	2	Entrada de varilla sujetadora del Brazo de cola al EV		
27	1	Soporte de Servomotor	EPS de 19 kg/m³	Resina Epoxi (1 mm de espesor) + fibra de vidrio (0,5 mm de espesor)

CARACTERÍSTICAS

NOMBRE	DIMENSIÓN
CUERDA DE RAÍZ	350 mm
CUERDA DE PUNTA	210 mm
ENVERGADURA	200 mm
PERFIL AERODINÁMICO	NACA 0012
RUDDER	122,5 * 73,5 * 200 mm

NÚMERO DE DIBUJO:	P-006	SISTEMA DIÉDRICO:	ISO-A	TIPO DE HOJA:	A3
ESCALA:	1:4	DISEÑADO POR:	GIANCARLO TOMAS LLANOS VILCA		
		TÍTULO:	PLANO DEL ESTABILIZADOR VERTICAL		



LISTA DE PARTES				
REFERENCIA NUMÉRICA	CANT.	NOMBRE DE PARTE	MATERIAL PRINCIPAL	REVESTIMIENTO
28	1	Estabilizador Horizontal	EPS de 19 kg/m³	Resina Epoxi (1 mm de espesor) + fibra de vidrio (0,5 mm de espesor)
29	1	Elevador	EPS de 19 kg/m³	Resina Epoxi (1 mm de espesor) + fibra de vidrio (0,5 mm de espesor)
30	2	Entrada de Varilla sujetadora del EH al EV		
31	1	Sujetador del EH al EV	EPS de 19 kg/m³	Resina Epoxi (1 mm de espesor) + fibra de vidrio (0,5 mm de espesor)
32	1	Soporte de Servomotor	EPS de 19 kg/m³	Resina Epoxi (1 mm de espesor) + fibra de vidrio (0,5 mm de espesor)

CARACTERÍSTICAS	
NOMBRE	DIMENSIÓN
CUERDA DE RAÍZ	180 mm
CUERDA DE PUNTA	180 mm
ENVERGADURA	540 mm
PERFIL AERODINÁMICO	NACA 0012
ELEVADOR	540 * 63 mm

NÚMERO DE DIBUJO:	P-007	SISTEMA DIÉDRICO:	ISO-A	TIPO DE HOJA:	A3
ESCALA:		DISEÑADO POR:			
		GIANCARLO TOMAS LLANOS VILCA			
1:4		TÍTULO:			
		PLANO DEL ESTABILIZADOR HORIZONTAL			

6

5

4

3

2

1

LISTA DE COMPONENTES ELECTRÓNICOS Y DE REFUERZO

LETRA DE REFERENCIA	NOMBRE DE COMPONENTE	CANT.	MATERIAL
A	Motor	1	
B	Helice	1	
C	ESC	1	
D	Receptor	1	
E	Piloto Automático	1	
F	Baterías	3	
G	Servomotores	4	
H	Tuerca M24*3	1	Aluminio
I	Varillas sujetadoras del ala a fuselaje	2	Madera
J	Varillas sujetadoras del brazo de cola a EV	2	Madera
K	Varillas sujetadoras del EH a EV	2	Madera
L	Largueros	2	Fibra de Carobono

LISTA DE PIEZAS

REFERENCIA NUMÉRICA	CANT.	NOMBRE DE PIEZA	MATERIAL PRINCIPAL	REVESTIMIENTO
1	1	Ala Derecha	EPS de 19 kg/m³	Resina Epoxi (1 mm de espesor) + fibra de vidrio (0,5 mm de espesor)
6	1	Ala Izquierda	EPS de 19 kg/m³	Resina Epoxi (1 mm de espesor) + fibra de vidrio (0,5 mm de espesor)
11	1	Fuselaje	EPS de 19 kg/m³	Resina Epoxi (1 mm de espesor) + fibra de vidrio (0,5 mm de espesor)
13	1	Tapa de Fuselaje	EPS de 19 kg/m³	Resina Epoxi (1 mm de espesor) + fibra de vidrio (0,5 mm de espesor)
18	1	Brazo de cola	Nylon	
22	1	Estabilizador Vertical (EV)	EPS de 19 kg/m³	Resina Epoxi (1 mm de espesor) + fibra de vidrio (0,5 mm de espesor)
28	1	Estabilizador Horizontal (EH)	EPS de 19 kg/m³	Resina Epoxi (1 mm de espesor) + fibra de vidrio (0,5 mm de espesor)

SISTEMA DIÉDRICO: **ISO-A**

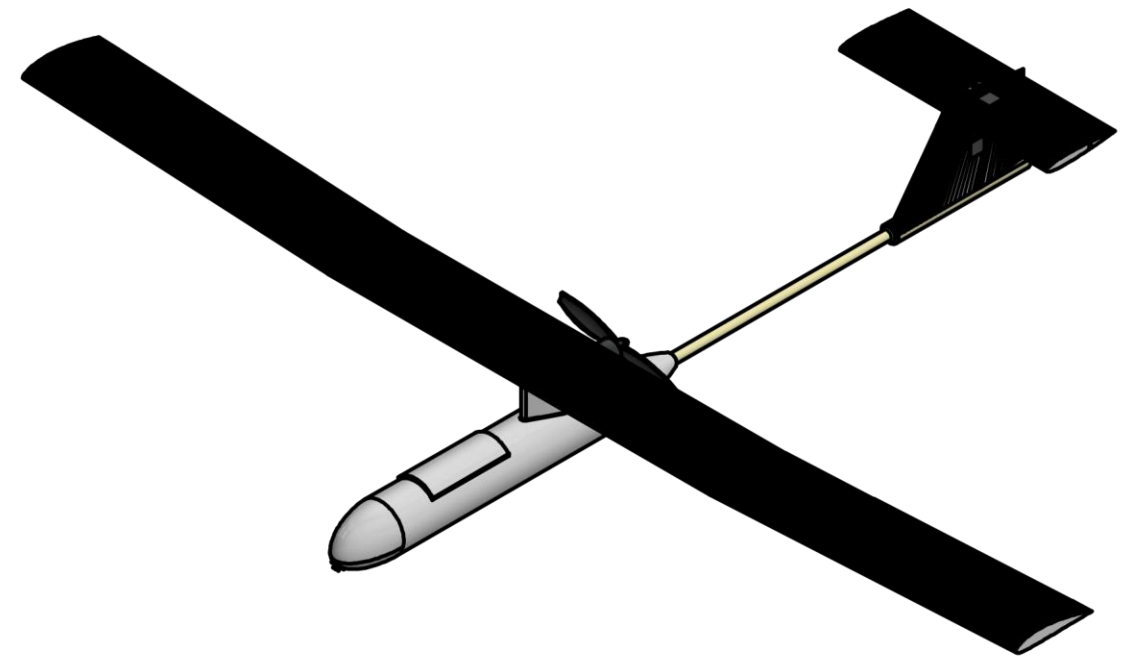
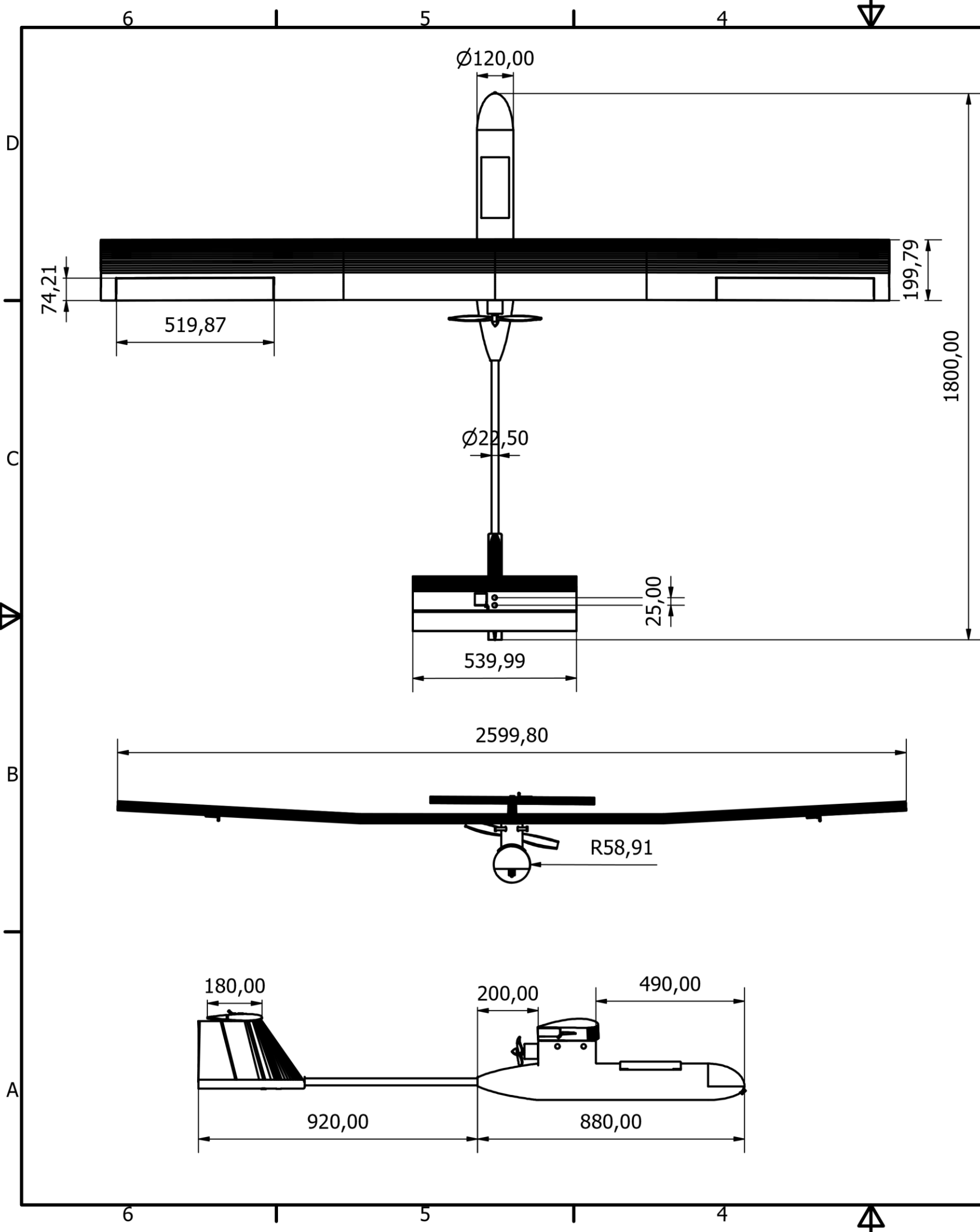
TIPO DE HOJA: **A3**

NÚMERO DE DIBUJO: **P-008**

ESCALA: **1:12**

DISEÑADO POR:
GIANCARLO TOMAS LLANOS VILCA

TÍTULO:
PLANO DE ENSAMBLE

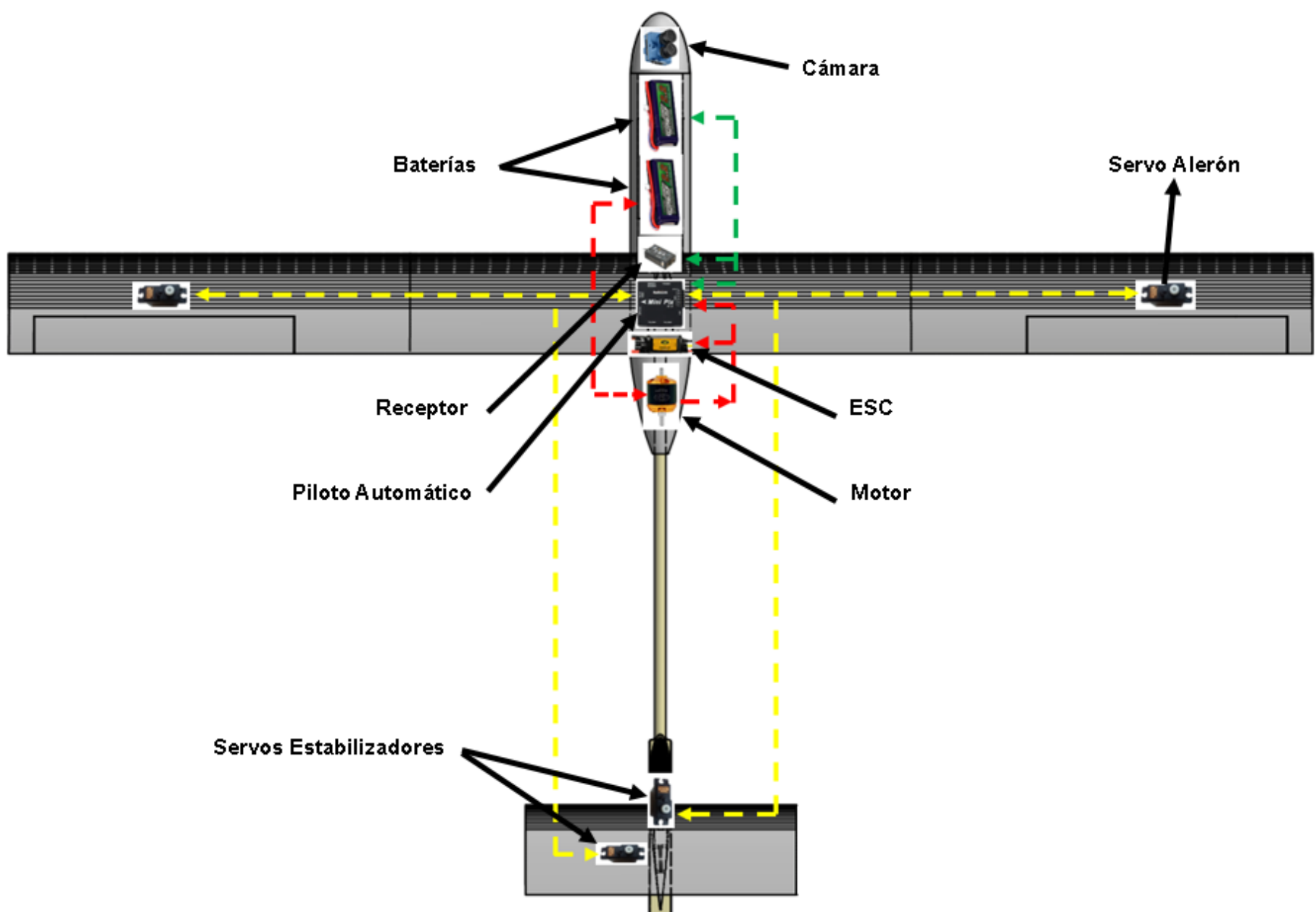


CARACTERÍSTICAS					
NOMBRE			DIMENSIÓN		
CMA DEL ALA			200 mm		
ALERONES			520 * 75 mm		
ENVERGADURA DEL ALA			2600 mm		
ÁNGULO DIEDRO			3°		
ÁNGULO DE INCIDENCIA			2°		
PERFIL AERODINÁMICO DEL ALA			NACA 4415		
CMA DEL EV			270 mm		
RUDDER			122,5 * 73,5 * 200 mm		
ENVERGADURA DEL EV			200 mm		
CMA DEL EH			180 mm		
ELEVADOR			540 * 63 mm		
ENVERGADURA DEL EH			540 mm		
PERFIL AERODINÁMICO DE LOS ESTABILIZADORES			NACA 0012		
LONGITUD DEL FUSELAJE TOTAL			1800 mm		
DIÁMETRO DEL FUSELAJE			120 mm		
NÚMERO DE DIBUJO:		P-009	SISTEMA DIÉDRICO:		ISO-A
TIPO DE HOJA:		A3	DISEÑADO POR:		
ESCALA:		1:14	DISEÑADO POR:		
			TÍTULO:		
			PLANO DEL VANT ENSAMBLADO		

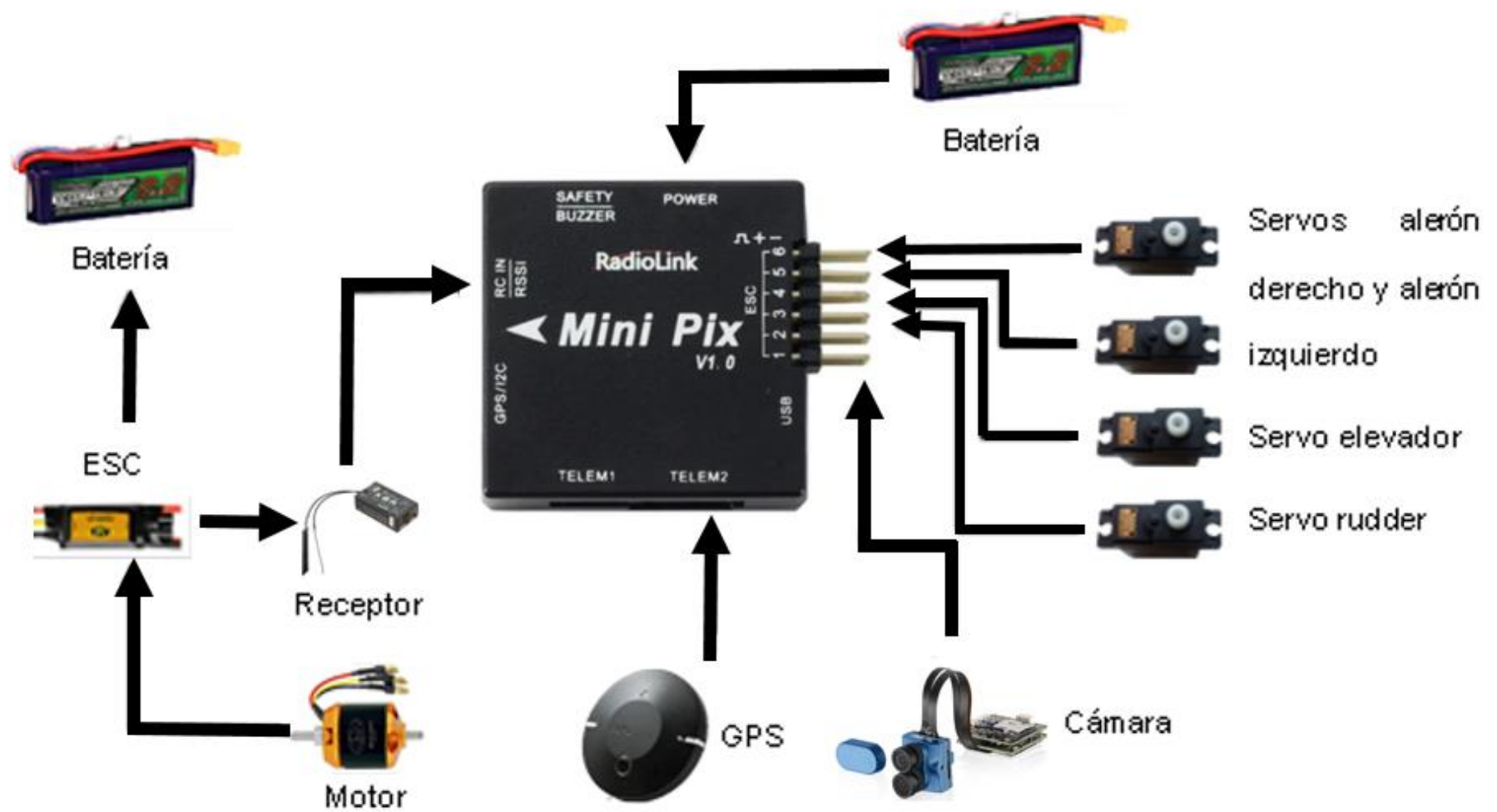
ANEXO 2.

Esquema de la Aviónica del VANT

Esquema de Aviónica en vista de planta

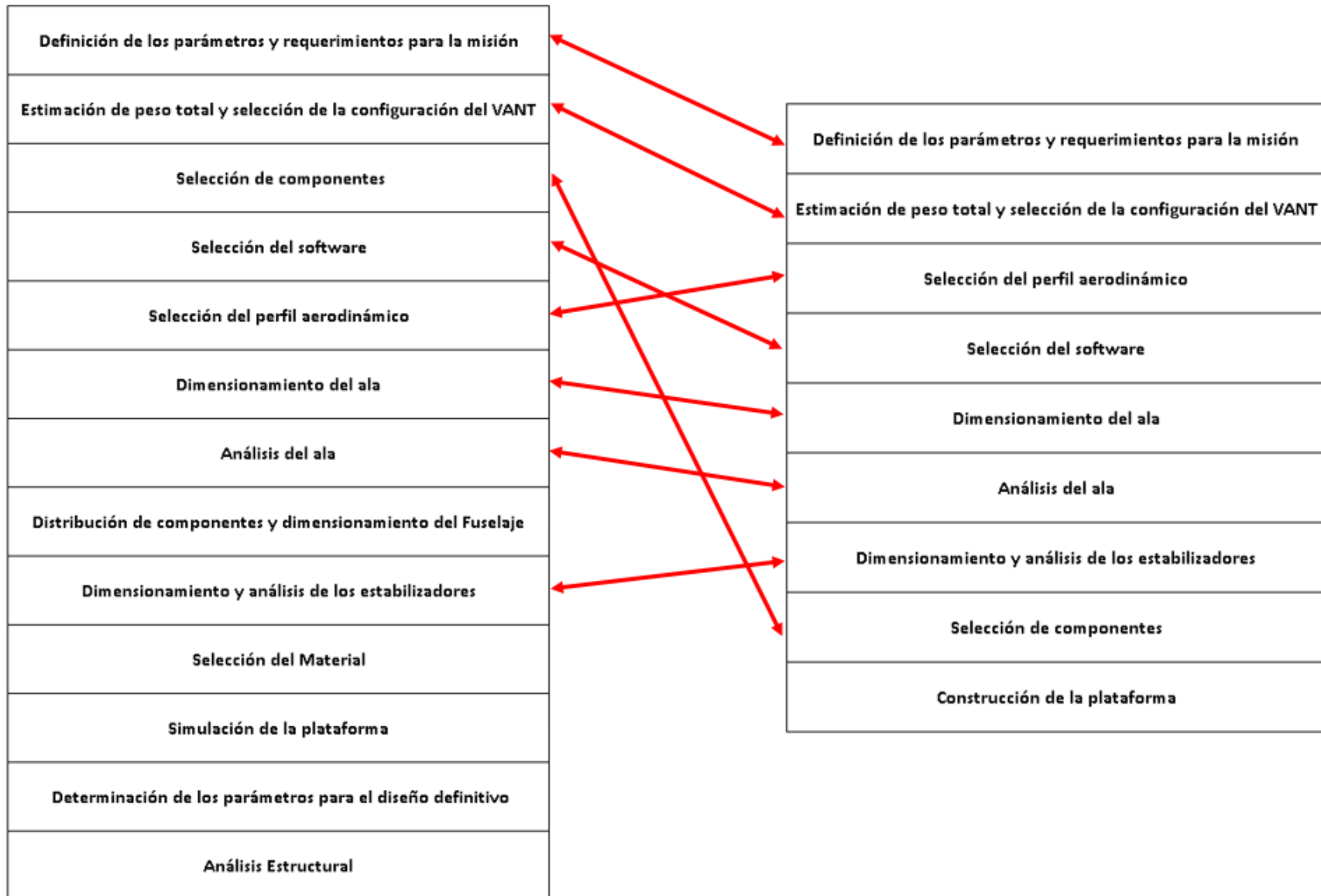


Esquema de conexión los componentes electrónicos



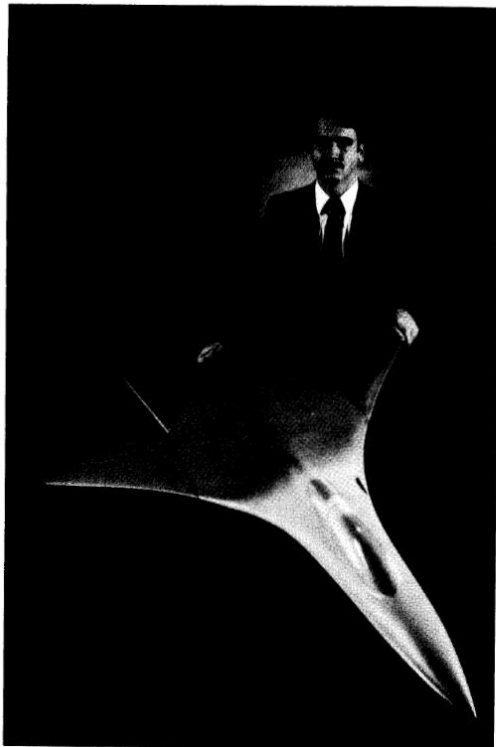
ANEXO 3.

**Relación del Método de Cálculo de Diseño realizado en este proyecto con el
Método de Cálculo Aerodinámico utilizado de modelo y guía respectivamente [13,**
pp. 47-49]



ANEXO 4.

Definición de Diseño [22]



DESIGN—A SEPARATE DISCIPLINE

1.1 WHAT IS DESIGN?

Aircraft design is a separate discipline of aeronautical engineering—different from the analytical disciplines such as aerodynamics, structures, controls, and propulsion. An aircraft designer needs to be well versed in these and many other specialties, but will actually spend little time performing such analysis in all but the smallest companies. Instead, the designer's time is spent doing something called "design," creating the geometric description of a thing to be built.

To the uninitiated, "design" looks a lot like "drafting" (or in the modern world, "computer-aided drafting"). The designer's product is a drawing, and the designer spends the day hunched over a drafting table or computer terminal. However, the designer's real work is mostly mental.

If the designer is talented, there is a lot more than meets the eye on the drawing. A good aircraft design seems to miraculously glide through subsequent evaluations by specialists without major changes being required. Somehow, the landing gear fits, the fuel tanks are near the center of gravity, the structural members are simple and lightweight, the overall arrangement provides good aerodynamics, the engines install in a simple and clean fashion, and a host of similar detail seems to fall into place.

This is no accident, but rather the product of a lot of knowledge and hard work by the designer. This book was written primarily to provide the basic tools and concepts required to produce good designs which will survive detailed analysis with minimal changes.

Other key players participate in the design process. Design is not just the actual layout, but also the analytical processes used to determine what should be designed and how the design should be modified to better meet the requirements. In a small company, this may be done by the same individuals who do the layout design. In the larger companies, aircraft analysis is done by the sizing and performance specialists with the assistance of experts in aerodynamics, weights, propulsion, stability, and other technical specialties.

In this book, the design layout techniques are discussed primarily in Chapters 4–11, while the analysis and optimization methods are presented in Chapters 12–19.

ANEXO 5.

Aspect Ratio y Taper Ratio por tipo de cola [22]

Table 4.3 Tail aspect ratio and taper ratio

	Horizontal tail		Vertical tail	
	A	λ	A	λ
Fighter	3-4	0.2-0.4	0.6-1.4	0.2-0.4
Sail plane	6-10	0.3-0.5	1.5-2.0	0.4-0.6
Others	3-5	0.3-0.6	1.3-2.0	0.3-0.6
T-Tail	—	—	0.7-1.2	0.6-1.0

Tenga en cuenta que los aviones de cola en T tienen relaciones de aspecto de cola vertical más bajas, para reducir el impacto de peso de la ubicación de la cola horizontal en la parte superior de la cola vertical. Además, algunas aeronaves de aviación general usan colas horizontales sin ahusar ($\lambda = 1$) para reducir los costos de fabricación [22, p. 76].

ANEXO 6.

Diseño de los Estabilizadores [22]

Table 6.4 Tail volume coefficient

	Typical values	
	Horizontal c_{HT}	Vertical c_{VT}
Sailplane	0.50	0.02
Homebuilt	0.50	0.04
General aviation—single engine	0.70	0.04
General aviation—twin engine	0.80	0.07
Agricultural	0.50	0.04
Twin turboprop	0.90	0.08
Flying boat	0.70	0.06
Jet trainer	0.70	0.06
Jet fighter	0.40	0.07
Military cargo/bomber	1.00	0.08
Jet transport	1.00	0.09

Table 6.4 provides typical values for volume coefficients for different classes of aircraft. These values (conservative averages based upon data in Refs. 1 and 11), are used in Eqs. (6.28) or (6.29) to calculate tail area.

(Incidentally, Ref. 11 compiles a tremendous amount of aircraft data and is highly recommended for every designer's library.)

$$S_{VT} = c_{VT} b_W S_W / L_{VT} \quad (6.28)$$

$$S_{HT} = c_{HT} \bar{C}_W S_W / L_{HT} \quad (6.29)$$

ANEXO 7.

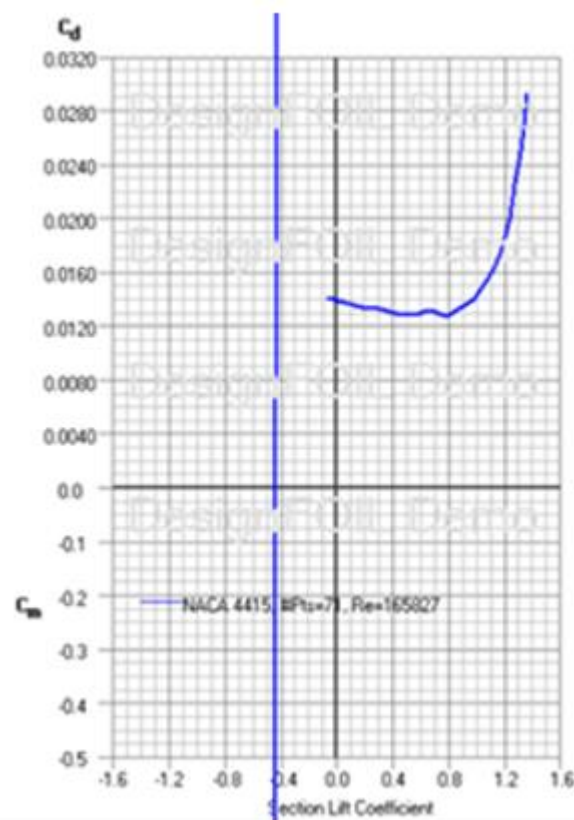
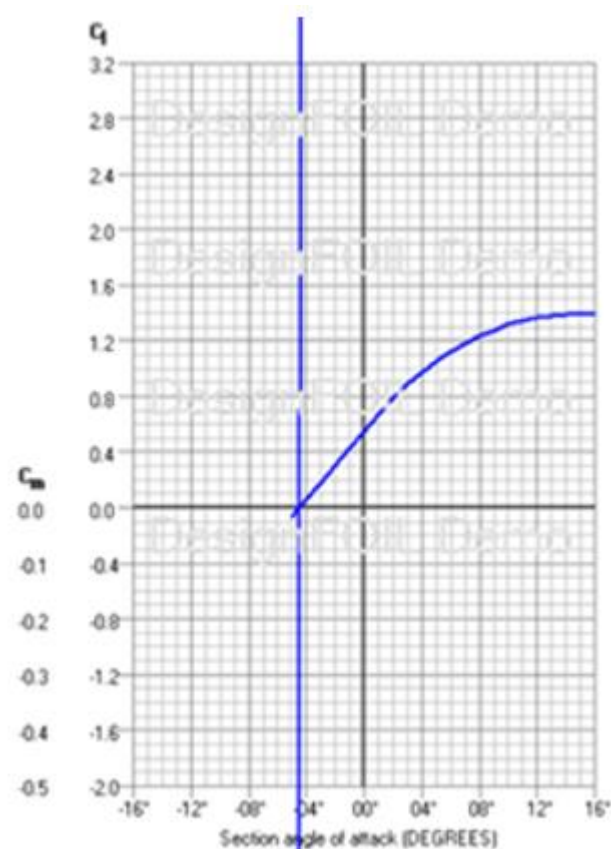
Diseño del Fuselaje [22]

Table 6.3 Fuselage length vs W_0

Length = aW_0^C	a	C
Sailplane—unpowered	0.86	0.48
Sailplane—powered	0.71	0.48
Homebuilt—metal/wood	3.68	0.23
Homebuilt—composite	3.50	0.23
General aviation—single engine	4.37	0.23
General aviation—twin engine	0.86	0.42
Agricultural aircraft	4.04	0.23
Twin turboprop	0.37	0.51
Flying boat	1.05	0.40
Jet trainer	0.79	0.41
Jet fighter	0.93	0.39
Military cargo/bomber	0.23	0.50
Jet transport	0.67	0.43

ANEXO 8.

Coeficientes Aerodinámicos vs Ángulo de Ataque (NACA 4415)



ANEXO 9.

VANT's de vigilancia [42], [45], [43], [44]

VANT	SuperSkywalker	Desert Hawk EER	FQM-151 Pointer	Proskytec T-1
PESO VACÍO [kg]	1,3	5,3	1,5	4,1
PESO BRUTO [kg]	3,5	8	4	4,5
AUTONOMÍA [min]	150	120	60	90
VELOCIDAD CRUCERO	15 m/s	20 m/s	16 m/s	16 m/s
ENVERGADURA [m]	3	3,6	2,7	-
MATERIAL	EPO	EPS	KEVLAR	FOAM
POSICIÓN DE ALA	ALTA	ALTA	ALTA	ALTA
ESTABILIZADORES	EN "T"	ESTÁNDAR	EN "T"	EN "T"

ANEXO 10.

Propiedades mecánicas del Poliestireno Expandido (EPS) [63]

PROPIEDADES	NORMA UNE	UDS.	TIPOS EPS						
			TIPO I	TIPO II	TIPO III	TIPO IV	TIPO V	TIPO VI	TIPO VII
DENSIDAD Nominal	EN-1602	Kg/m³	10	12	15	20	25	30	35
DENSIDAD Mínima		Kg/m³	9	11	13,5	18	22,5	27	31,5
ESPESOR MÍNIMO		mm	50	40	30	20	20	20	20
CONDUCTIVIDAD TÉRMICA T (10°C)	92201	mW/(mK)	46	43	39	36	35	34	33
Tensión por COMPRESIÓN con deformación del 10%. (s10)	EN-826	KPa	30	40	65	100	150	200	250
Resistencia permanente a la COMPRESIÓN con una deformación del 2%		KPa	-	-	15-25	25-40	35-50	45-60	55-70
Resistencia a la FLEXION (s8)	EN-12089	KPa	50	60	100	150	200	275	375
Resistencia al CIZALLAMIENTO	EN-12090	KPa	25	35	50	75	100	135	184
Resistencia a la TRACCION	EN-1607	KPa	-	<100	110-290	170-350	320-410	300-480	420-580
Módulo de Elasticidad	EN-1608	KPa	-	<1,5	1,6-5,2	3,4-7,0	5,9-7,2	7,7-9,5	9-10,8
Indeformabilidad al calor instantánea		°C	100	100	100	100	100	100	100
Indeformabilidad al calor duradera con 20.000 N/m2		°C	75	75	75	80	80	80	80
Coefficiente de dilatación térmica lineal		1/K (x10⁻⁵)	5-7	5-7	5-7	5-7	5-7	5-7	5-7
Capacidad Térmica Específica		J/(kgK)	1210	1210	1210	1210	1210	1210	1210
Clase de reacción al fuego		-	M1 ó M4	M1 ó M4	M1 ó M4	M1 ó M4	M1 ó M4	M1 ó M4	M1 ó M4
Absorción de agua en condiciones de inmersión al cabo de 7 días	EN-12087	% (vol.)	0,5-1,5	0,5-1,5	0,5-1,5	0,5-1,5	0,5-1,5	0,5-1,5	0,5-1,5
Absorción de agua en condiciones de inmersión al cabo de 28 días	EN-12087	% (vol.)	1-3	1-3	1-3	1-3	1-3	1-3	1-3
Índice de resistencia a la difusión de vapor de agua	92226	1	<20	<20	20-40	30-50	40-70	50-100	60-120

ANEXO 11.

Datos físicos y químicos de la Resina Epoxi [60]

DATOS FÍSICOS Y QUÍMICOS

Base: Resina de epoxi

- **Color:** Componente A de color claro; componente B amarillo transparente
- **Olor:** Componente A ligeramente aromática, componente B a aminas
- **Tiempo estado líquido/tiempo de aplicación con 20°C:** aprox. 30 minutos
Con temperaturas bajas (mínimo 10°C) se alarga el tiempo de estado líquido y el tiempo de endurecido. En cantidades mezcladas más grandes se acorta el tiempo de estado líquido debido a una formación más fuerte de calor.
- **Temperatura de aplicación:** a partir de 12°C
- **Consumo por cada aplicación:** en revestimientos en su forma pura aprox. 250 g/m²; en la aplicación en capas apto hasta 3 cm.
- **Secado (con 20°C, 50% humedad relativa del aire):**
Lijable después de aprox. 12 horas
La superficie endurecida definitiva se logra después de aprox. 3 - 5 días, sometiendo el objeto después a una temperatura por encima de 50°C durante 24 horas se consigue una mayor resistencia a productos químicos
- **Punto de inflamación:**
Componente A 135°C, Componente B >100°C
- **Densidad con 20°C:**
Componente A 1,1 g/cm³, Componente B 1,04 g/cm³
- **Viscosidad:** Componente A aprox. 1000 mPa.s; componente B aprox. 700 mPa.s; Viscosidad de mezcla aprox. 950 mPa.s
- **Peso específico:** Componente A 1,15 g/cm³; Componente B 1,0 g/cm³
- **Resistencia a temperaturas del material endurecido:** 70°C
- **Resistencia a presión:** 70 N/mm²
- **Resistencia a la tracción:** 19 N/mm²
- **Resistencia a la flexión:** 57 N/mm²
- **Shore D-Dureza:** ca. 80
- **Adición del endurecedor:** componente A (Base) : Componente B (endurecedor) = 100 : 60 cuota de peso o bien 100:70 cuota de volumen
- **Caducidad/almacenaje:**
12 meses con almacenaje correcto (=10°-25°C, humedad relativa del aire de max. 60%) en envase original cerrado.
Proteger de los rayos solares directos, de las heladas y de la humedad.
- **Reciclaje:** Solo los envases totalmente vacíos deben ser reciclados. Envases con restos deben ser llevados al punto limpio.
- **Formato:**
500g: lata de chapa blanca con 312 g de componente A + lata de chapa blanca con 188g de componente B; 1000g: lata de chapa blanca con 625 g componente A + lata de chapa blanca con 375 g de componente B.

ANEXO 12.

Resistencia a la flexión de la Fibra de Carbono.[64]

Propiedades para Carbono/Epoxy Vara

Property		Value
Coefficiente de Expansión Térmica - Longitudinal	$\times 10^{-6} \text{ K}^{-1}$	-0,3 a -0,7
Coefficiente de Expansión Térmica - Transversal	$\times 10^{-6} \text{ K}^{-1}$	28
Densidad	g cm^{-3}	1,6
Esfuerzo Límite de Compresión - Longitudinal	%	0,8
Esfuerzo Límite de Compresión - Transversal	%	2,5
Esfuerzo Límite de Tracción - Longitudinal	%	1,1
Esfuerzo Límite de Tracción - Transversal	%	0,5
Fracción de Volumen de las Fibras	%	55-60
Módulo de Flexión - Longitudinal	GPa	125
Módulo de Young - Longitudinal	GPa	120-140
Módulo de Young - Transversal	GPa	10
Resistencia a la Compresión - Longitudinal	MPa	800-1300
Resistencia a la Compresión - Transversal	MPa	50-250
Resistencia a la Flexión - Longitudinal	MPa	1200
Resistencia a la Tracción - Longitudinal	MPa	1100-1900
Resistencia a la Tracción - Transversal	MPa	50

ANEXO 13.

Tabla meteorológica de la región Madre de Dios [41]

	Enero	Febrero	Marzo	Abril	Mayo	Junio	Julio	Agosto	Septiem- bre	Octubre	Noviem- bre	Diciem- bre
Temperatura media (°C)	25.3	25.1	25.3	25	23.9	23.4	23.3	24.9	25.8	25.8	25.4	25.5
Temperatura min. (°C)	22.9	22.8	22.8	22.3	21.1	20.4	19.8	20.9	22.1	22.8	22.7	23
Temperatura máx. (°C)	29.3	28.9	29.2	28.9	27.7	27.6	28.1	30.4	31.3	30.4	29.4	29.4
Precipitación (mm)	373	370	306	177	96	59	49	68	126	233	269	333
Humedad(%)	89%	89%	88%	87%	84%	84%	80%	73%	75%	84%	86%	88%
Días lluviosos (días)	19	18	18	14	11	7	6	7	10	16	16	18

GLOSARIO

Diseño. – Es la disciplina y arte enfocada en la proyección y descripción geométrica de un objeto por construir siendo representadas mediante planos.

Plataforma. – Se refiere únicamente a la parte estructural computarizada de un diseño o modelo.

Simulación. – Es someter una plataforma a pruebas para obtener resultados aproximados a la realidad mediante un software, en el cual realiza las determinadas correcciones.

Homebuilt. – Significa “hecho en casa” y es el nombre representativo de los VANT’s, el cual se encuentra presente en los libros de diseño de aeronaves y aeromodelos.

Vigilancia. – Es el monitoreo continuo, cuidado y control del comportamiento de personas u objetos, con la finalidad de identificar y prevenir factores de riesgo.

Perfil Aerodinámico. – Forma del área transversal de un cuerpo que al desplazarse a través del aire, es capaz de crear a su alrededor una distribución de presiones que como resultado produzca la sustentación. Para fines de este trabajo dicho cuerpo es el ala del VANT.

Empuje (T). – Es la fuerza mecánica generada por el motor y la hélice para mover la aeronave a través del aire.

Arrastre Aerodinámico (D). – También llamado resistencia, es la fuerza que se opone al movimiento de un cuerpo que se mueve a través de un fluido (aire).

Sustentación (L). – Fuerza ascendente perpendicular al viento relativo y que se opone al peso de la aeronave.

Número de Reynolds (Re). – Valor adimensional que sirve en el estudio aerodinámico para definir un fluido.

Coefficiente Aerodinámico. – Valor adimensional que sirve para caracterizar el comportamiento de una forma sumergida en un fluido.

VANT. – Vehículo Aéreo no Tripulado, viene del inglés UAV (Unmanned Aerial Vehicle). Es una aeronave pilotada a distancia a través de frecuencia de radio. Usualmente de tamaños mucho menores a aviones convencionales.

Drone. – En español significa abejorro y se les conoce de esta forma a los VANT's. Su nombre nace en el ámbito militar, aunque los últimos años se ha popularizado mundialmente.

Centro de Gravedad. – Punto de equilibrio propio de cualquier cuerpo, de manera que si se sujeta dicho cuerpo desde este punto, este se mantiene en equilibrio.

Centro de Presiones. – Porción de cuerda donde la concentración de fuerza de sustentación es mayor.

CFD. – Dinámica Computacional de Fluidos, cálculo computacional del comportamiento/interacción de un cuerpo sumergido en un fluido.

Estabilidad. – tendencia a regresar a la posición de equilibrio después de cualquier perturbación.

Velocidad de Pérdida (Stall). – Velocidad de entrada en pérdida abrupta de sustentación de la aeronave.

Ángulo Diedro: Es el ángulo de elevación formado por las alas respecto al eje transversal, el cual se puede tomar desde el fuselaje o desde una porción del ala con la finalidad de aumentar la estabilidad del avión.

ESC. – Controlador de velocidad, es un dispositivo que se utiliza para controlar o variar (acelera y desacelera) la velocidad de rotación de un motor eléctrico.

BIBLIOGRAFÍA

- [1] A. Benito Carrasco, "Integración de un vehículo aéreo no tripulado en la plataforma ARGOS", trabajo de fin de grado, Universidad Autónoma de Madrid, España, 2015 [En línea]. Disponible en: <http://hdl.handle.net/10486/665076>
- [2] I. Redondo Martin, "Diseño y construcción de un vehículo aéreo no tripulado para teledetección agroforestal", trabajo de fin de grado, Universidad de Valladolid, España, 2016 [En línea]. Disponible en: <http://uvadoc.uva.es/handle/10324/18480>
- [3] J. D. Lopez Romero, "Diseño de un UAV para gestión de recursos hídricos", tesis magistral, Universidad de Sevilla, España, 2017 [En línea]. Disponible en: <https://hdl.handle.net/11441/70791>
- [4] F. J. Giner Bellot, "Diseño y construcción de un vehículo aéreo no tripulado autónomo", trabajo de fin de grado, Universidad Politécnica de Valencia, España, 2018 [En línea]. Disponible en: <http://hdl.handle.net/10251/106894>
- [5] Fernandez Manso, Quintano C. Calvo L. Redondo I. "Diseño e implementación de un vehículo aéreo no tripulado multisensor para estudios post-incendio en entornos

forestales". 7° *Congreso Forestal Español*, p. 3, Junio, 2017 [En línea]. Disponible en: <http://hdl.handle.net/10612/6813>

- [6] E. I. Farias Pedreros, "Diseño aerodinámico de un vehículo aéreo no tripulado", tesis de titulación, Universidad Técnica Federico Santa María, Valparaíso, Chile, 2016 [En línea]. Disponible en: <http://hdl.handle.net/11673/23324>
- [7] R. Escamilla Nuñez, "Diseño, construcción, instrumentación y control de un vehículo aéreo no tripulado", tesis de titulación, Instituto Politécnico Nacional, D.F. México, México, 2010 [En línea]. Disponible en: <https://tesis.ipn.mx/jspui/bitstream/123456789/9717/1/12.pdf>
- [8] D. Ñacata Suntaxi, "Diseño, construcción y pruebas de un vehículo aéreo no tripulado: mini-piquero", tesis de titulación, Universidad San Francisco de Quito, Ecuador, 2018 [En línea]. Disponible en: <https://docplayer.es/89392159-Universidad-san-francisco-de-quito-usfq-diseno-construccion-y-pruebas-de-un-vehiculo-aereo-no-tripulado-mini-piquero-darling-bryan-nacata-suntaxi.html>
- [9] A. Bernal Ortiz, "Diseño del ala para un vehículo aéreo no tripulado", tesis de titulación, Universidad EAFIT, Medellín, Colombia, 2007 [En línea]. Disponible en: [file:///C:/Users/Home/Downloads/Dise%C3%B1o%20del%20ala%20para%20un%20veh%C3%ADculo%20a%C3%A9reo%20no%20tripulado%20\(3\).pdf](file:///C:/Users/Home/Downloads/Dise%C3%B1o%20del%20ala%20para%20un%20veh%C3%ADculo%20a%C3%A9reo%20no%20tripulado%20(3).pdf)
- [10] L. V. Cepeda Rivera, "Estudio de factibilidad de uso de drones para seguridad física en camaronera", tesis de titulación, Universidad de Guayaquil, Ecuador, 2018 [En línea]. Disponible en: <http://repositorio.ug.edu.ec/handle/redug/28725>
- [11] R. Alvarez Hernandez, "Desarrollo de un vehículo aéreo de ala fija con capacidad de despegue vertical para el transporte de pequeñas cargas", tesis magistral, Universidad Pontificia Comillas, Madrid, España, 2016 [En línea]. Disponible en: <http://hdl.handle.net/11531/17158>

- [12] H. A. Fernandez Bobadilla, "Diseño, construcción y control de una aeronave tipo dron", tesis de titulación, Universidad Nacional Autónoma de México D.F. México, 2016 [En línea]. Disponible en: <http://www.ptolomeo.unam.mx:8080/jspui/bitstream/132.248.52.100/10525/1/TesisDron.pdf>
- [13] M. N. Huacal Alama, "Método de cálculo aerodinámico para aeronaves no tripuladas de ala fija y corto alcance", tesis de titulación, Universidad Tecnológica del Perú, Lima, 2018 [En línea]. Disponible en: <https://hdl.handle.net/20.500.12867/2011>
- [14] Comunidad de Madrid, "Los drones y sus aplicaciones a la ingeniería civil", *Comunidad de Madrid*, p. 54, 2015 [En línea]. Disponible en: <https://www.fenercom.com/wp-content/uploads/2015/03/Los-Drones-y-sus-Aplicaciones-a-la-Ingenieria-Civil-fenercom-2015.pdf>
- [15] A. Barrientos, J. del Cerro, P. Gutiérrez *et al.*, "Vehículos aéreos no tripulados para uso civil. Tecnología y aplicaciones", *Universidad Politécnica de Madrid*, p. 9, 2011 [En línea]. Disponible en: [file:///C:/Users/Home/Downloads/Veh%C3%ADculos%20a%C3%A9reos%20no%20tripulados%20para%20uso%20civil.%20Tecnolog%C3%ADa%20y%20aplicaciones%20\(3\).pdf](file:///C:/Users/Home/Downloads/Veh%C3%ADculos%20a%C3%A9reos%20no%20tripulados%20para%20uso%20civil.%20Tecnolog%C3%ADa%20y%20aplicaciones%20(3).pdf)
- [16] T. Francesko Leake, "Estudio de performance por remotorización del avión de material compuesto azor", trabajo de fin de grado, Universidad de la Defensa Nacional, Córdoba, Argentina, 2018 [En línea]. Disponible en: <https://rdu.iua.edu.ar/handle/123456789/2299>
- [17] "Deforestacion en Madre de Dios", Ministerio del Ambiente, Perú, 2001-2018 [En línea]. Disponible en: https://sinia.minam.gob.pe/sites/default/files/archivos/public/docs/dossier_madre_de_dios_dic2019.pdf

- [18] "Estructura general del avión", *Evolución del avión*, 2014. [En línea]. Disponible en: <http://evelyndia98.blogspot.com/2014/02/importancia-de-las-alas-y-su-diseno.html>. [Accedido: 19 Julio 2020]
- [19] "Fuerzas que actúan en vuelo", *Manual de vuelo*, 2014. [En línea]. Disponible en: https://manualvuelo.es/1pbav/13_fuerz.html. [Accedido: 19 Julio 2020]
- [20] M.Villalta y G. Guerra, "Sistema de diseño de drones", *Universidad del Azuay*, pp. 46-48, 2016 [En línea]. Disponible en: <http://dspace.uazuay.edu.ec/handle/datos/6016>
- [21] J. D. Anderson Jr, *Fundamentals of aerodynamics*. Washington D.C, USA: McGraw-Hill Education, 2011 [En línea]. Disponible en: <https://aviationdose.com/wp-content/uploads/2020/01/Fundamentals-of-aerodynamics-6-Edition.pdf>
- [22] D. P. Raymer, *Aircraft design: a conceptual approach*. Washington D.C, USA: AIAA Education Series, 1992 [En línea]. Disponible en: <https://soaneemrana.org/onewebmedia/AIRCRAFT%20DESIGN%20;%20A%20Conceptual%20Approach%20BY%20DANIEL%20P%20RAYMER.pdf>
- [23] Universitaria de Investigación y Desarrollo, "Manual de Aerodinámica", *Universitaria de Investigación y Desarrollo*, p. 32-36, 2011 [En línea]. Disponible en: <https://www.udi.edu.co/images/biblioteca/aeronautica/aerodinamica.pdf>
- [24] "Radio de Viraje de un Avión", *Vuelo de la gran Avutarda*, 2018. [En línea]. Disponible en: <https://greatbustardsflight.blogspot.com/2019/05/como-se-calcula-el-radio-de-giro-en-un.html>. [Accedido: 14 Mayo 2021]
- [25] "Materiales Compuestos", *Lean Manufacturing 10*, 2011. [En línea]. Disponible en: <https://leanmanufacturing10.com/materiales-compuestos-que-son-para-que-sirven-y-tipos>. [Accedido: 14 Mayo 2021]
- [26] V. Radeva, *Materiales compuestos reforzados con fibra*. Santo Domingo, República Dominicana: Instituto Tecnológico de Santo Domingo (INTEC), 2006 [En línea].

Disponible en: file:///C:/Users/Home/Downloads/Dialnet-MaterialesCompuestosReforzadosConFibra-7439256.pdf

- [27] W. Aperador, A. Delgado y J. Bautista, *Influencia de la fibras de carbono y fibras de vidrio en materiales compuestos*. Bogotá, Colombia: Universidad Militar Nueva Granada, 2015 [En línea]. Disponible en: file:///C:/Users/Home/Downloads/Dialnet-InfluenciaDeLasFibrasDeCarbonoYFibrasDeVidrioEnMat-5364539.pdf
- [28] Universidad Nacional del Callao, "Momentos de inercia", en *Mecanica Racional*, 2012, p. 127 [En Línea]. Diponible en: https://unac.edu.pe/documentos/organizacion/vri/cdcitra/Informes_Finales_Investigacion/IF_DICIEMBRE_2012/IF_MONTANO%20PISFIL_FIEE/Capitulo%20VIII-%20Texto%20Mecanica%20de%20Solidos%20I-Setiembre%202012.pdf
- [29] S. Torrano y D. Herrero Pérez "Criterios de plasticidad y rotura", en *Apuntes de Elasticidad y Resistencia de Materiales*, 2011, pp. 65-66 [En Línea]. Diponible en: https://ocw.bib.upct.es/pluginfile.php/5470/mod_resource/content/1/T5-criterios-plasticidad-rotura_v1.pdf
- [30] "Tipos de motores", *Ro-des*, 2015. [En línea]. Disponible en: <https://www.ro-des.com/blog/tipos-de-motores-y-sus-caracteristicas/>. [Accedido: 21 Julio 2020]
- [31] "Origen del piloto automático", *Aertec*, 2019. [En línea]. Disponible en: <https://aertecsolutions.com/2019/05/27/el-origen-del-piloto-automatico/>. [Accedido: 1 Setiembre 2020]
- [32] "Concepto de batería", *Concepto.de*, 2020. [En línea]. Disponible en: <https://concepto.de/bateria/>. [Accedido: 02 Setiembre 2020]
- [33] "El servomotor", *Panamá hitek*, 2016. [En línea]. Disponible en: <http://panamahitek.com/que-es-y-como-funciona-un-servomotor/>. [Accedido: 06 Setiembre 2020]

- [34] "Variadores de velocidad", *Motorex*, 2019. [En línea]. Disponible en: <http://www.motorex.com.pe/blog/tipos-de-variadores-de-velocidad-y-sus-beneficios/>. [Accedido: 07 Setiembre 2020]
- [35] "Hélice para VANT", *Fpvmax*, 2017. [En línea]. Disponible en: <http://fpvmax.com/2017/02/10/helices-drones-tipos-tamanos/>. [Accedido: 08 Setiembre 2020]
- [36] "Concepto de radiocontrol", *Model space*, 2014. [En línea]. Disponible en: <http://blog.model-space.es/rc/rc-coches/conceptos-basicos-para-los-aficionados-al-radiocontrol>. [Accedido: 08 Setiembre 2020]
- [37] "Cámaras para drones", *Novodrone*, 2020. [En línea]. Disponible en: <https://novodrone.com/tipos-de-camaras-para-drones/>. [Accedido: 08 Setiembre 2020]
- [38] J. Lugo, "Diseño asistido por computadora (CAD)", *Ideasdi.com*, 2019. [En línea]. Disponible en: <https://ideasdi.com/recursos/disenio-asistido-por-computador/>. [Accedido: 14 Setiembre 2020]
- [39] "Dinámica de fluidos computacional (CFD)", *Blog ESSS*, 2016. [En línea]. Disponible en: <https://www.esss.co/es/blog/dinamica-de-fluidos-computacional-que-es/>. [Accedido: 15 Setiembre 2020]
- [40] "Imagen de la devastación por minería en la amazonía Madre de Dios", *Sociedad peruana de derecho ambiental (SPDA)*, 2021. [En línea]. Disponible en: <https://www.actualidadambiental.pe/nasa-devastacion-amazonica-mineria-ilegal-madre-de-dios/>. [Accedido: 04 Marzo 2021]
- [41] "Puerto Maldonado", *Climate-data.org*, 2020. [En línea]. Disponible en: <https://es.climate-data.org/america-del-sur/peru/madre-de-dios/puerto-maldonado-27856/>. [Accedido: 04 Marzo 2021]

- [42] Airelectronics, "VANT Super Skywalker". [En línea]. Disponible en: https://www.airelectronics.es/products/superskywalker_brochure.pdf. [Accedido: 02 Abril 2020]
- [43] Lockheed Martin, "VANT Desert Hawk EER", 2005. [En línea]. Disponible en: https://www.lockheedmartin.com/content/dam/lockheed-martin/rms/documents/desert-hawk/Desert_Hawk_Brochure.pdf. [Accedido: 02 Abril 2020]
- [44] "VANT Proskytec T-1", *Proskytec Unmanned Systems*. [En línea]. Disponible en: <https://proskytec.com/drones-ala-fija/drone-ala-fija-profesional-t-1/>. [Accedido: 02 Abril 2020]
- [45] "VANT FQM -151 Pointer", *Olive-Drab*, 2011. [En línea]. Disponible en: https://olive-drab.com/idphoto/id_photos_uav_fqm151pointer.php. [Accedido: 02 Abril 2020]
- [46] "Motor brushless vs Motor con escobillas", *Viladoms S.L.*, 2019. [En línea]. Disponible en: <https://www.viladoms.es/blog/motores-con-escobillas-vs-motores-brushless>. [Accedido: 21 Octubre 2020]
- [47] "T-motor KV560", *T-Motor Company*, 2019. [En línea]. Disponible en: <https://store-en.tmotor.com/goods.php?id=826>. [Accedido: 09 Agosto 2020]
- [48] "Materiales para hélices de aeromodelismo", *Prometec*. [En línea]. Disponible en: <https://www.prometec.net/elegir-helices-dron/>. [Accedido: 28 Octubre 2020]
- [49] "Hélice para VANT", *Banggood*, 2006. [En línea]. Disponible en: https://www.banggood.com/es/10PCS-7060-7x6-inch-Slow-Fly-Propeller-Blade-Black-CCW-for-RC-Airplane-p-1093275.html?cur_warehouse=CN&rmmds=search. [Accedido: 28 Octubre 2020]
- [50] "ESC Scorpion 60 A", *Scorpion Company*, 2007. [En línea]. Disponible en: https://www.scorpionsystem.com/catalog/speed_controllers/4s_lipo_bec/SBEC/4S_60_LBEC_V3/. [Accedido: 02 Octubre 2020]

- [51] "Radiocontrol y transmisor Turnigy", *Hobbyking*. [En línea]. Disponible en: https://hobbyking.com/en_us/turnigy-9x-9ch-transmitter-w-module-ia8-receiver-mode-1-afdh-2a-system.html?queryID=8d34ea430fa8f2c0e72d6bb835edd696&objectID=67114&indexName=hbk_live_magento_en_us_products. [Accedido: 04 octubre 2020]
- [52] "Batería LIPO 20 Ah, 6S, 12C", *Hobbyking*. [En línea]. Disponible en: https://hobbyking.com/en_us/turnigy-high-capacity-battery-20000mah-6s-12c-drone-lipo-pack-xt90.html?queryID=b8e3b8b0e538caf6cd65f76ccbeb856d&objectID=78412&indexName=hbk_live_magento_en_us_products. [Accedido: 11 Octubre 2020]
- [53] "Bateria LIPO 3,3 Ah, 6S, 45C", *Hobbyking*. [En línea]. Disponible en: https://hobbyking.com/es_es/turnigy-nano-tech-3300mah-6s-45c-lipo-pack-w-xt90.html?queryID=87f4c6b8f83b072750159cf252f0657e&objectID=85757&indexName=hbk_live_magento_es_es_products. [Accedido: 11 Octubre 2020]
- [54] "Piloto automático MiniPix Radiolink V1.0", *Banggood*, 2006. [En línea]. Disponible en: https://www.banggood.com/es/Radiolink-Mini-PIX-V1-0-F4-Flight-Controller-STM32F405-MPU6500-With-Barometer-Compass-p-1225167.html?cur_warehouse=CN&rmmds=search. [Accedido: 06 Octubre 2020]
- [55] "Servomotor Turnigy MX-300S", *Hobbyking*, [En línea]. Disponible en: https://hobbyking.com/en_us/turnigytm-mx-300s-bb-standard-servo-4-8kg-0-14sec-37g.html?queryID=e570dd2f547e857b83f0662ac9222f4c&objectID=45144&indexName=hbk_live_magento_en_us_products. [Accedido: 06 Octubre 2020]
- [56] "Bateria LIPO 8 Ah, 4S, 12C", *Hobbyking*, [En línea]. Disponible en: https://hobbyking.com/en_us/turnigy-high-capacity-battery-8000mah-4s-12c-drone-lipo-pack-

xt90.html?queryID=8445320fe2de2642004b9a29a0fedc10&objectID=78430&indexName=hbk_live_magento_en_us_products. Accedido: [12 Octubre 2020]

- [57] "Cámara Caddx Tarsier V2, 4K, FPV", *Banggood*, 2006. [En línea]. Disponible en: https://www.banggood.com/Caddx-Tarsier-V2-4K-30fps-1200TVL-Dual-Lens-Super-WDR-WiFi-Mini-FPV-Camera-HD-Recording-DVR-Dual-Audio-OSD-for-RC-Racing-Drone-p-1467840.html?ID=6287832&cur_warehouse=CN&utm_source=google&utm_medium=cpc_ods&utm_campaign=arvin-led-. [Accedido: 08 Agosto 2020]
- [58] S. R. Postigo Huanqui, "Vehículo aéreo no tripulado para vigilancia en ambientes cerrados con detección de personas y obstáculos a su alrededor", tesis de titulación, Pontifica Universidad Católica del Perú, Lima, 2018 [En línea]. Disponible en: <http://hdl.handle.net/20.500.12404/13120>
- [59] "Tejido de fibra de vidrio", *Linio*. [En línea]. Disponible en: https://www.linio.com.pe/p/tejido-liso-de-la-tela-del-pan-o-fibra-vidrio-130g-el-10mx1m-n39bn8?&adjust_t=1zira0_f1h7ws&adjust_google_network=g&adjust_google_placement=&adjust_campaign=per-semunspla&adjust_adgroup=106571303507&utm_term=other&gclid=Cj0KCQi. [Accedido: 12 Noviembre 2020]
- [60] "Hoja técnica de resina epoxi", *Motip Dupli*, 2017. [En línea]. Disponible en: <https://www.motipdupli.com/es/productos/presto/productos-epoxi/ipg-1342/tm-1342.html#:~:text=250%20g%2Fm%C2%B2%3B%20en%20la,capas%20apto%20hasta%203%20cm>. [Accedido: 07 Diciembre 2020]
- [61] "Largueros de fibra de carbono para VANT's 500 mm", *Linio*. [En línea]. Disponible en: <https://www.linio.com.pe/p/4-x-od-20-mm-x-id-18-mm-x-longitud-500-mm-3k-tubo-de-fibra-de-carbono->

s0jraq?gclsrc=aw.ds&&adjust_t=1zira0_f1h7ws&adjust_google_network=u&adjust_google_placement=&adjust_campaign=per-semun-spla&adjust_adgroup=108079440218&utm_te. [Accedido: 07 Diciembre 2020]

- [62] D. García Olivares, "Control de una maqueta de avión radiocontrol con arduino", trabajo de fin de grado, Universidad Politécnica de Valencia, Valencia, 2019 [En línea]. Disponible en: <https://riunet.upv.es/handle/10251/123657>
- [63] "Propiedades del Tecnopor (EPS)", ANAPE, Madrid, España, 2004. [En línea]. Disponible en: <https://www.serina.es/escaparate/verpagina.cgi?idpagina=2947&refc#:~:text=La%20resistencia%20a%20los%20esfuerzos,Resistencia%20a%20la%20flexi%C3%B3n.&text=La%20densidad%20del%20material%20guarda,las%20propiedades%20de%20resistencia%20mec%C3%A1nica>. [Accedido: 25 Enero 2021]
- [64] "Propiedades de la fibra de carbono", GoodFellow, Cambridge, Inglaterra, 2021. [En línea]. Disponible en: <http://www.goodfellow.com/S/Carbono-Epoxy.html>. [Accedido: 24 Mayo 2021]
- [65] Perfiles IDS, "De los UAV a los RPAS". [En línea]. Disponible en: <https://www.infodefensa.com/wp-content/uploads/Af-Uavs-10-03.pdf>. [Accedido: 31 Mayo 2021]
- [66] Poder Legislativo. Ley que Regula el Uso y las Operaciones de los Sistemas de Aeronaves Pilotadas a Distancia (RPAS). Ley N° 30740 [En Línea]. Disponible en: <https://busquedas.elperuano.pe/normaslegales/ley-que-regula-el-uso-y-las-operaciones-de-los-sistemas-de-a-ley-n-30740-1629081-1/>
- [67] Direccion General de Aeronáutica Civil (DGAC). Requisitos para las Operaciones de Sistemas de Aeronaves Pilotadas a Distancia. Norma Técnica Complementaria (NTC) [En Línea]. Disponible en:

<https://www.gob.pe/institucion/mtc/informes-publicaciones/321488-ntc-001-2015-requisitos-para-las-operaciones-de-sistemas-de-aeronaves-pilotadas-a-distancia>